

特開平9-193296

(43) 公開日 平成9年(1997)7月29日

(51) Int. Cl. ⁴	願記号	庁内整理番号	P I	技術表示箇所
B 3 2 B 15/08	1 0 5	7148-4F	B 3 2 B 15/08	1 0 5 Z
B 6 4 C 1/00			B 6 4 C 1/00	B
1/12			1/12	

審査請求 未請求 請求項の数41 O L (全 14 頁)

(21) 出願番号	特願平9-3241	(71) 出願人	591009037 ザ・ボーイング・カンパニー THE BOEING COMPANY アメリカ合衆国、98124-2207ワシントン 州、シアトル、マイル・ストッブ・6・ビ イー-55、ビー・オウ・ボックス・3707 (地 地なし)
(22) 出願日	平成9年(1997)1月10日	(72) 発明者	ウィラード・エス・ウェスター アメリカ合衆国、99006 ワシントン州、 ベルビュー、エス・イー、フォーティフ ォース・ストリート、15704
(31) 優先権主張番号	0 8 / 5 8 5 3 0 4	(74) 代理人	弁理士 深見 久郎 (外 3 名)
(32) 優先日	1996年1月11日		
(33) 優先権主張国	米国 (US)		

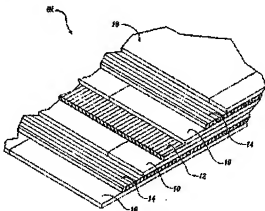
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ハイブリッド積層、航空機の外板パネル、および胴体部分

(57) 【要約】

【課題】 超音速民間機に適したハイブリッド積層構造のハイブリッド積層および外板パネルを提供する。

【解決手段】 ハイブリッド積層は、使用中に遭遇される力を打消すように最適に配向され、かつチタン合金ハニカムのような中心コア構造に接合されたチタン合金箱(10)および複合材ブライ(12)の層のレイアップを含む。複合材ブライ(12)の強化ファイバはカーボンおよびボロンから選択され、ファイバは連続的であり、各ブライ内で平行に配向される。しかしながら、いくつかのブライは他のブライに対して角度を傾けて配向され得る。それにもかかわらず、この発明の好ましい実施例では、ハイブリッド積層のファイバの實質的に多数かまたはそのすべてが共通の方向に配向される。積層の外表面はチタン箱の層を含んで、内にある複合材を含む構造を障壁と、溶媒による攻撃とから守る。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 対称的なハイブリッド積層であって、

(a) 1対のレイアップを含み、前記レイアップの各々は、(i) 約0.003インチから約0.01インチの厚さのチタン合金層と、(ii) 前記層の一方の側に接合されたポリマ複合材の層を含み、前記層はポリマトリックスを含んだ少なくとも1つのプライを含み、前記マトリックスは少なくとも約350°Fの温度に曝し晒されることに耐え、前記複合材は前記マトリックスに埋込まれた共通に整列されたファイバを有し、ハイブリッド積層はさらに、

(b) 中心コア構造層を含み、前記1対のレイアップの各々が前記コア構造層の1つの側に接合されて前記対称的なハイブリッド積層を形成する、ハイブリッド積層。

【請求項2】 前記ポリマは、ポリアリアルエーテルケトン、ポリエーテルエーテルケトン、ポリイミド、ポリアリアルエーテルスルホン、オキシジフタリクジアンハイドライド3、4' オキシジアニリン、およびその機能派生物からなる群から選択される、請求項1に記載のハイブリッド積層。

【請求項3】 前記少なくとも1つのプライは約0.005インチから約0.03インチの厚さである、請求項1に記載のハイブリッド積層。

【請求項4】 前記層はベータチタン合金を含み、請求項1に記載のハイブリッド積層。

【請求項5】 前記層は1%よりも大きい降伏歪みに熱処理される、請求項4に記載のハイブリッド積層。

【請求項6】 前記層はポリマトリックスにより粘り強く接合するための表面を生じるように予め処理される、請求項1に記載のハイブリッド積層。

【請求項7】 前記ファイバはカーボンファイバおよびボロンファイバを含む群から選択される、請求項1に記載のハイブリッド積層。

【請求項8】 前記ファイバは連続的なファイバである、請求項1に記載のハイブリッド積層。

【請求項9】 オープンホール弾力は前記複合材の切込みが入れられていない極限強度の約5%よりも大きい、請求項1に記載のハイブリッド積層。

【請求項10】 前記複合材のオープンホール圧縮強度は少なくとも約50ksiである、請求項1に記載のハイブリッド積層。

【請求項11】 前記金属層はチタン合金を含み、前記ハイブリッド積層で亀裂が始まった後の亀裂成長率はモノリシック形状のチタン合金の亀裂成長率の約0.2%未満である、請求項1に記載のハイブリッド積層。

【請求項12】 前記ハイブリッド積層の大多數のファイバが共通の方向に整列される、請求項1に記載のハイブリッド積層。

【請求項13】 航空機の外板パネルであって、前記パ

ネルは対称的なハイブリッド積層を含み、前記積層は、

(a) 2つの側を有するコア構造と、

(b) 1対のレイアップを含み、前記対の1つが前記コア構造の各側に接合され、前記レイアップの各々は積層化された層を含み、前記積層化された層は、(i) 連続的な層を形成するように突き合わせ接合されたチタン合金コアパネルと、(ii) 隣接した層間の有権ポリマ複合材層を含み、前記複合材層は少なくとも1つのプライを含み、前記少なくとも1つのプライは、

超音速飛行において通過される高価に曝し晒されることに耐えるポリマトリックスを含み、前記ポリマトリックスはそこに埋込まれた共通に整列された強化ファイバを有する、航空機の外板パネル。

【請求項14】 前記レイアップの各々はさらにチタン合金層の外部層を含み、前記外部層は隣接した複合材プライに接合される、請求項13に記載の航空機の外板パネル。

【請求項15】 前記金属層はベータチタン合金を含む、請求項13に記載の航空機の外板パネル。

【請求項16】 高温に耐える前記マトリックスは、ポリアリアルエーテルケトン、ポリエーテルエーテルケトン、ポリイミド、ポリアリアルエーテルスルホン、オキシジフタリクジアンハイドライド3、4' オキシジアニリン、およびその機能派生物からなる群から選択される、請求項13に記載の航空機の外板パネル。

【請求項17】 前記層は約0.003インチから約0.01インチの厚さを有する、請求項13に記載の航空機の外板パネル。

【請求項18】 前記レイアップの各々のオープンホール引張り強度は前記レイアップの切込みが入れられていない極限強度の約5%よりも大きい、請求項13に記載の航空機の外板パネル。

【請求項19】 前記レイアップの各々のオープンホール圧縮強度は少なくとも約50ksiである、請求項13に記載の航空機の外板パネル。

【請求項20】 亀裂が始まった後の亀裂成長率はモノリシック形状の前記チタン合金の亀裂成長率の約0.2%未満である、請求項13に記載の航空機の外板パネル。

【請求項21】 前記強化ファイバはグラファイトファイバおよびボロンファイバを含む群から選択される、請求項13に記載の航空機の外板パネル。

【請求項22】 極限引張り強度は約 $2 \times 10^8 \text{ psi} / 1 \text{ b} / \text{in}^2$ を超える、請求項13に記載の航空機の外板パネル。

【請求項23】 極限圧縮強度は約 $1.5 \times 10^8 \text{ psi} / 1 \text{ b} / \text{in}^2$ を超える、請求項13に記載の航空機の外板パネル。

【請求項24】 前記レイアップの対の各々は金属層の第1および第2の層を含み、前記金属層の層は、前記積

の層の各々の側部に接合されたポリマ複合材の介在層によって分離され、前記箱の層の各々は、第1の層の突き合わせ接合が第2の層の突き合わせ接合からずらされるように突き合わせ接合されたゴパパネルを含む、請求項1に記載のハイブリッド積層。

【請求項25】 前記レイアップの各々の金属箔の前記第1の層は前記ハイブリッド積層の外部層である、請求項24に記載のハイブリッド積層。

【請求項26】 各レイアップは金属箔の第1および第2の層を含み、前記金属箔の層は、前記箱の層の各々の側部に接合されたポリマ複合材の介在層によって分離され、前記箱の層の各々は、前記第1の層の突き合わせ接合が前記第2の層の突き合わせ接合からずらされるように突き合わせ接合されたゴパパネルを含む、請求項13に記載の航空機の外板パネル。

【請求項27】 前記レイアップの各々の金属箔の前記第1の層は前記ハイブリッド積層の外部層である、請求項26に記載の航空機の外板パネル。

【請求項28】 ポリマ複合材の別の層をさらに含み、前記別の層は共通に整列された強化ファイバを含み、前記ファイバは(a) (i) のポリマ複合材の層のファイバに対して90°で整列される、請求項1に記載のハイブリッド積層。

【請求項29】 対称的なハイブリッド積層レイアップを含む複合材航空機胴体部分であって、前記レイアップは、

(a) 前記胴体部分の外部表面を含む金属箔の第1の層と、

(b) 前記積層レイアップの別の層を含む金属箔の第2の層と、

(c) 前記第1の層と前記第2の層との間に挟まれ、前記第1および第2の層の少なくとも1つに接合される少なくとも1つのフープブライと、がともに積層化されたものを含み、前記フープブライは、ポリマトリックスに埋込まれた共通に整列されたファイバを含む、胴体部分。

【請求項30】 2つのフープブライを含み、前記2つのブライの第1のものは前記第1の層の内側表面に接合され、前記2つのフープブライの第2のものは前記第2の層の外側表面に接合される、請求項29に記載の胴体部分。

【請求項31】 長手方向に配向されたファイバを有する少なくとも1つの複合材層をさらに含み、前記少なくとも1つの複合材層は前記第1のフープブライと前記第2のフープブライとの間に挟まれる、請求項30に記載の胴体部分。

【請求項32】 前記少なくとも1つの複合材層は3つのブライを含む、請求項31に記載の胴体部分。

【請求項33】 内部金属箔層と外部金属箔層との間に挟まれた金属箔の中心層をさらに含む、請求項30に記

載の胴体部分。

【請求項34】 金属箔の前記中心層と前記2つのフープブライの各々との間に挟まれた少なくとも3つの長手ブライをさらに含む、請求項33に記載の胴体部分。

【請求項35】 前記第1のフープブライの内側表面に接合された金属箔の第3の層と、前記第2のフープブライの外側表面に接合された金属箔の第4の層と、前記第3の金属箔層と前記第4の金属箔層との間に挟まれ、その両方に接合された長手ファイバブライの層とをさらに含む、請求項30に記載の胴体部分。

【請求項36】 頂上部分は請求項35のレイアップを含む、請求項35のレイアップを含む、航空機の胴体部分。

【請求項37】 一連の層を含むハイブリッド積層であって、前記一連の層は、

(a) 金属箔の第1の層を含み、前記第1の層は突き合わせ接合されたゴパパネルを含み、さらに、

(b) 金属箔の第2の層を含み、前記第2の層は、前記第2の層の突き合わせ接合が前記第1の層の突き合わせ接合からずらされるように突き合わせ接合されたゴパパネルを含み、さらに、

(c) 前記第1の層と前記第2の層との間に挟まれた複合材の層を含み、前記複合材はポリマトリックスに埋込まれたファイバを含む、積層。

【請求項38】 前記金属箔はチタン合金箔を含む、請求項37に記載の積層。

【請求項39】 前記第1および第2の層の厚さは各々約0.003インチから約0.01インチの範囲の厚さを有する、請求項37に記載の積層。

【請求項40】 前記複合材の層は共通に整列されたファイバのブライを含む、請求項37に記載の積層。

【請求項41】 前記ファイバはカーボンファイバである、請求項40に記載の積層。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の分野】 この発明はハイブリッド積層構造の超音速航空機外板パネルに関する。特に、ハイブリッド積層は、積層間にファイバ充填有機樹脂の複合材の層を有するチタン合金箔の層を含んだレイアップを側部の各々に接合された中心強化コア層を含む。

【0002】

【発明の背景】 国際的かつ長距離の空の旅に対する要求がますます高まり、超音速民間機の必要性が認識される。しかしながら、このような航空機を製造するにはコストが高くなり、したがって、この高いコストが高速度という利便性以外の要因によって埋め合わされることができなければ、航空会社およびその顧客はこの航空機を進んで使用しようとはしないであろうことが予測される。これらの要因のいくつかには、航空機の消費燃料を減らし、座席マイル当りの航空機のコストを減少させ、かつ航空

5

機の航続距離および有料荷重を増加させるように、航空機の質量を最小にすることが含まれる。さらに、航空機は長い寿命を有し、それによって航空会社がその投資を長い期間にわたって取り戻すことができるようにするべきである。

【0003】超音速民間機の高い燃料効率、長い航続距離、高い程度の有料荷重およびより長い寿命に対する必要性は機体材料に厳しくかつ新しい要求を与える。たとえば、航空機の外殻の胴体、ウィング および他の構成要素は軽いだけではなく高い強度対重量比の特性を有し、低密度かつ高強度の材料を要求するべきである。さらに、材料は高い引張り応力、長い寿命に対する疲労抵抗、および、高い熱機械耐久性を有して、超音速飛行中に遭遇される高温の下での圧力に耐えるべきである。安全性の観点からは、材料は損傷抵抗性かつ損傷許容性であるべきであり、予備メンテナンスの観点からは、材料は実際に故障するかなり前に目に見える損傷の兆候を与えるべきである。

【0004】航空機の胴体と、ウィングおよび操縦面のような外板パネルとをチタン合金のような金属から作製することは、進歩した超音速民間機に対する性能基準のすべてを満たさないかもしれない。チタン合金は進歩した超音速民間機の目標密度と比較して高い密度を有し、相対的に高価である。さらに、チタンパネルの大きさは物理特性上の制約のために制限され、したがって、大きな航空機に多くの接合されたパネルを必要とするであろう。接合部の数が増えると、望ましくない要因である重量の増加につながる。チタン合金はまた相対的に低い疲労強度と相対的に高い亀裂成長率とを有するので、航空機の寿命は超音速民間機における連続的なサービスのために設定された基準を満たすまでには延ばされ得ない。結果として、チタン合金は最適な材料ではないかもしれない。

【0005】代替例として、航空機の胴体および外板パネルはポリマ複合材から作製できる。このような複合材は、カーボンファイバーのような強化ファイバーが埋め込まれた熱硬化性または熱可塑性ポリマ（「樹脂」）のマトリックスを含む。しかしながら、これらのポリマ複合材の性能は、超音速飛行中に遭遇される高温に曝されることと時間とともに変化し得る。このような温度は飛行速度に依存して変化する、たとえば、約350°F（約175°C）までの温度がマッハ2.4で予期される。ポリマ複合材はまた、構造上の完全性を低下させ得、未知のリスクを誘うためのさらなる材料を必要として航空機の質量を増す。検出不可能な構造的損傷を受けやすい。さらに、ポリマ複合材はまた腐食から損傷を受けやすく、したがって保護のためのさらなる導電措置を必要とする。このためにも航空機の大きさが増す。

【0006】ポリマ複合材の層と金属の層とを含むハイブリッド積層を開発しようとする先行技術の試みは、超

6

音速民間機の胴体または外板パネルにおいて用いるのに必要な低密度および物理特性の必須の組合せを備えた複合材を生んでいない。積層は、上述の強度、引張り応力、疲労抵抗、および熱機械耐久性の特性を満たさなくてはならない。これはまた向上した損傷許容性を有するべきであり、金属と同様の腐蝕が所望に防いで、それによって大きな物理特性の劣化が生じる前に損傷の検出をもたらすべきである。積層におけるポリマ複合材層は、熱によって引き起こされる膨化と、水の進入と、燃料および他の溶媒に晒されることによって起こり得る潜在的な損傷とから保護されるべきである。さらに、積層は、固定具を受けるように孔をあけられた点からさえ、高強度と亀裂の抵抗圧とを示すべきである。ハイブリッド積層はまた、航空機パネルのような、積層構造の一部を形成し得るコア構造への融解と両立すべきである。

【0007】

【発明の概要】この発明は、強化ファイバーが埋め込まれたポリママトリックスの層と交互するチタン合金箔の層を含む、超音速民間機の外板（たとえば、胴体、ウィング、垂直尾翼および水平尾翼、ならびにストレーク）を形成するハイブリッド積層を提供する。積層は高い強度対重量比、引張り応力、疲労抵抗を有し、陸上した熱機械耐久性特性を有する。さらに、亀裂伝播がモロシックチタン合金と比較して非常に遅いので航空機の寿命が高められる。積層は、物理的特性の著しい劣化が起こる前に損傷の検出をもたらす。金属と同様の腐蝕が防いで、さらに、ハイブリッド積層の外板表面がチタン合金箔であるので、積層は、他の方法ではポリマ複合材に悪影響をもたらす燃料および他の溶媒に抵抗する。加えて、ハイブリッド積層のポリマ複合材層は、チタン合金箔の外板被覆によって、膨化、水の進入、および紫外光の有害な影響から保護される。

【0008】この発明のハイブリッド積層は好ましくは、レイアップで両側を覆われたコア構造の中心層を含む。レイアップは、ポリママトリックス被合材の少なくとも1プライの層が各層間の間に挟まれたチタン合金箔の層を含む、対称的な積層が作られる。金属箔の層は厚さは約0.01インチから約0.003インチの厚さであり、約1%よりも大きい降伏歪みに熱処理されたベータチタンから作られる。ポリマ複合材の層は1つ以上のプライから作られ、厚さは約0.005インチから約0.03インチの厚さである。

【0009】好ましい有機ポリマ複合材は、樹脂でコーティングされた連続的かつ平行な強化ファイバーのテープの形状のプレプレグから形成されて連続的なストライプを形成する。このように、プレプレグが複合材プライを形成するように置かれ、各複合材プライは平行なファイバーで強化された（超音速飛行中に遭遇される高温に耐える）樹脂のマトリックスを含む。これらのファ

50

イバは、ファイバがカーボンである場合に樹脂およびファイバの約50重量%から約70重量%を構成し、ファイバがボロンである場合に約40重量%から約60重量%を構成する。カーボンファイバおよびボロンファイバの混合物が用いられる場合、全ファイバ重量は75重量%から80重量%の範囲である。この発明に従って、複合材プライは、樹脂の特定の用途に最も適した、複合材の各層における特定のファイバ配向を与えるように配向される。

【0010】有線ポリマ層を作るために用いられる樹脂は、物理特性を低下させることにつながる温度の軟化または弱体化して、超音速飛行中に通過される温度に接近し耐えることができる樹脂から選択される。同様に、強化ファイバは、樹脂と同等可能であり、高まった強度の複合材を与え、かつ、物理特性を著しく低下させずに、超音速飛行中に通過される温度に接近し耐えることができるファイバから選択される。

【0011】樹脂はまた、チタン合金と同等可能であり、好ましくはそれに粘り強く接合するように選択される。このような粘り強い接合を達成するために、チタン合金の表面は好ましくは、樹脂と化学的かつ機械的により接合可能である表面を生じるように予め処理される。樹脂が接着剤の助けを借りずにチタン合金に接合することの好ましいが、シランのような接合剤を含むまたは含まない接着剤が接合を容易にし、かつ高めるために用いられる。

【0012】この発明の独特なハイブリッド積層構造の結果として、亀裂成長率はチタン合金構造に対してより劇的に低くなる。確かに、亀裂成長は、同じ熱処理を受けた、樹脂と同じ合金のモノリシックタンに対する率の0.2%にすぎない。

【0013】この発明のハイブリッド積層はまた、固定具がそこを通過して延び、かつ力が集中する差しボアの周辺からの故障のリスクを最小にしなが、樹脂の機械接合を容易にする高いオープンホールの引張り強度および圧縮強度を示す。

【0014】この発明はまた、胴体部分、ウイング部分、ストレーク、垂直尾翼、水平尾翼等のような航空機の外部外板パネルの形状のハイブリッド積層構造を提供する。積層は好ましくは対称的であり、上述されたように、複合材プライおよび金属層のレイアップの外部層間に挟まれた中心層としてコア構造を含む。コア構造はたとえばチタン合金ハニカムを含み得る。箱または複合材の隣接層はこの層とハニカム材料との間の中間面でハニカム層に密に接合される。この構造は、低密度（軽量）と、高強度と、高い引張り応力と、並外れた疲労抵抗および優れた熱機械的耐久性特性を有する堅固可能な構造とを与える。ハイブリッド積層は外部コアタン箱によるゾーン1の露露に耐え、したがって、たとえばウイング内に蓄積された燃料を保護することができる。この構造は超

音速民間機の外板部分を形成するのに特に適している。

【0015】この発明の上述の局面と多くの付随する利点とはこの発明の実施例を示す添付の図面と関連して以下の詳細な説明を参照することによってより容易に認識され、より良く理解される。

【0016】

【好ましい実施例の詳細な説明】この発明のハイブリッド積層は金属層の間隔をあげられた層を含み、平行に配向された強化ファイバが埋め込まれた熱硬化性または熱可塑性の樹脂マトリックスを含む有機ポリママトリックス複合材の単一または複数の層が金属層間に挟まれる。この発明はまた、金属層の層と複合材層とを各々含んだ2つの外部レイアップを含み、コア材料の層が外部レイアップの間に挟まれ、かつそれに密に接合されてハイブリッド積層構造を形成する挟み込み構造から作られる。胴体、ウイング、ストレーク、垂直尾翼、水平尾翼などのような航空機外板パネルを提供する。好ましくは、ハイブリッド積層の最外層は金属層であって、内にある有機複合材料を環境と化学腐蝕の接触とから守る。ある実施例では、コア材料は用いられず、ハイブリッド積層外板は別の態様で強化される。

【0017】好ましい金属層は約0.01インチから約0.003インチの厚さ（約2500 $\times 10^{-6}$ mから約700 $\times 10^{-6}$ m）である。さらに、アルミニウム箔およびアルミニウム合金層が用いられ得るが、チタンおよびその合金の層が好ましい。特に、ベータチタン合金の層が最も好まれ、それはとりわけこの合金が1%よりも大きい降伏歪みに熱処理されるときである。このために現行のファイバ特性を十分に利用できる。このような熱処理は、積層の前重量および前硬さ能力を向上させるという利点を与える。したがって、この発明は金属合金層とその弾性降伏歪みまで使用することを可能にし、それによって、チタン合金だけを用いる場合と比較して動作荷重を高める。

【0018】中間有機複合材層への金属層の接合を容易にするために、金属層は表面処理プロセスを受け得る。特に、多孔性接着促進層を表面上に形成させるプロセスを好ましいチタン合金層が受けることが好ましい。これは、このような表面が以下に説明されるような高温有機樹脂に、より粘り強く接合するためである。有益な表面処理プロセスは、たとえば引用により採用される米国特許第3,959,091号、第4,473,446号、および第3,989,876号に説明される。

【0019】好ましい予処理方法では、チタン合金はまず約190°Fに保たれた水1ガロン当たり41bの濃度の（カリフォルニア州ウエストミンスター（Westminster, California）のAT&T社（Atotech, Inc.））によって与えられ、その後約5分間浸される。その後、箱は取除かれ、沸騰水が入れ、次に冷水で置かれる。完全に置いた後、箱は積層

ッ化水素酸エッチングを受ける。このエッチングは、2重量%の硝酸と3重量%のフッ化水素酸を含んで120°Fに保たれた溶液において行なわれる。約4分から約6分の間エッチングされた後、箔は酸液から、約5分間冷水で濯がれる。次に、箔はクロム酸陽極酸化プロセスを受ける。このプロセスでは、箔は約4±1ボルトで約20分間クロム酸において陽極酸化される。クロム酸溶液は水1ガロン当たり約602.4から約7,502.4のクロム酸と、約9ボルトから約19ボルトの電位差で2amps/cm²の電流密度を保つのに十分な量のフッ化水素酸を含む。陽極酸化の後、好ましくは陽極酸化の2分後、箔は約10分から約15分間冷水において濯がれる。その後、濯がれた箔は最大160°Fでオープンで乾燥される。好ましい箔は次に、この発明のハイブリッド積層のレイアップの金属箔層を形成するために用いられる。

【0020】この発明に従って、任意の接着剤およびシラン接合剤が、金属-金属接合、コア-金属接合、およびコア-複合接合を容易にし、かつ高めるために用いられる。

【0021】この発明のハイブリッド積層における有機複合材の各層は少なくとも1つのプライから作られる。プライの各層は好ましくは約0.005インチから約0.031インチの厚さ(125×10⁻⁶mから760×10⁻⁶m)である。各プライは、平行的強化ファイバが埋込まれた、熱硬化性または熱可塑性の有機ポリマ樹脂を含む。有機複合材の各プライ内のファイバが平行であるが、これらのファイバは直交角であってもよく、または、ハイブリッド積層における有機複合材の別のプライのファイバに対して実際に他のどのような角であってもよい。後に説明されるように、ファイバの配向は、航空機の外殻の構成要素が受ける予測される力に基づいて選択される。

【0022】超音速飛行中に航空機の外殻が受ける高温に耐えるために、樹脂は「高温に抵抗」しなくてはならない。すなわち、超音速飛行中に遭遇される温度、たとえば飛行速度に依存しておおよそマッハ2.4で少なくとも約350°F(約175°C)の温度に曝露して晒されるときは、樹脂は温度に軟化されるべきではなく、さもなければ、物性特性および機械特性が結果として実質的かつ容認不可能に低下して層間剥離が引き起こされる。これらの要件にかなう樹脂の例は、ポリアリールエーテルケトン、ポリエーテルエーテルケトン、ポリイミド、ポリアリールエーテルスルホン、オキシジフタリク、ジアンハイドライド3,4'-オキシジアニリンおよび後者の機能派生物、たとえば、10%のP-フェニレンジアミドおよびフタリクアンハイドライドエンドキャップモノマで、または4-(3-アミノフェノキシ)-4-フェニルエチルベンゾフェノンエンドキャップモノマでの派生物である。好ましいポリマは、日

本、東京のMitsui ToatsukiによってP I X Aとして販売されるポリイミド樹脂と、テキサス州グリーンビル(Greenville, Texas)のFiberite, Inc.によってPETI-5として販売される、フェニルエチルを含むポリイミドである。明らかに、超音速飛行中に遭遇される温度で必須の強度を維持する条件を満たす他の樹脂もまた有益である。

【0023】好ましい実施例では、有機ポリママトリックス層において強化物として用いられる伸長平行ファイバはカーボンファイバおよびボロンファイバから選択される。ある実施例では、以下に説明されるように、単一のプライにおいてカーボンファイバおよびボロンファイバの混合物を強化物として用いることが好ましい。好ましいカーボンファイバは、引張り応力が35-500ksiであり、引張り伸び模様が1.5%以上である「中程度または高度の強さ」のカーボンとして販売されるものである。典型的に、これらのファイバはPAN(ポリアクリロニリル)前駆物質の炭のファイバから生成される。好ましいボロンファイバは、引張り伸びが最も高い最小のボロンファイバ(少なくとも約4-7mil)である。好ましいボロン/カーボンファイバ混合物のプレプレグは、(マサチューセッツ州ローウェル(Lowell, Massachusetts)のテクストロン・スペシャルティ・マテリアルズ(Textron Specialty Materials)による)商標HYBORの下で販売される。このファイバの組合せはプライにおいてより高いファイバ重量パーセントを許し、カーボンの高い引張り特性でボロンの高い圧縮特性を利用する。基型のファイバは以下に検討される特定の応用に最も適している。

【0024】この発明に従って作製される構造の主要な構成要素の各々、すなわち、チタン合金箔、ポリマ複合材料、およびコア構造は一般に予め作製され、この材料と関連して用いるために配列される。複合材料は一般に、配向された連続的なカーボンまたは他の強化ファイバを含む高温ポリマ樹脂を含む。複合材料は通常スプールに巻かれる伸長ボロンまたはテープの形状で与えられる。次に、材料はスプールからほどかれ、受取面に与えられる。同様に、コアがあるならば、それは予め製造され、この発明と関連して用いるために与えられる。

【0025】ハイブリッド積層はどのような数の方法によって作られてもよい。しかしながら、熱可塑性複合材の場合、熱可塑性樹脂に予め含まれた繊維製テープ(「プレプレグ」)の長い連続的なストリップを、熱可塑性応用ヘッドによって、箔の処理された外部表面へと直接連続的に置くことによって積層が準備されることが好ましい。熱および圧力を応用することによって、テープのストリップを固めながら並んで置くことによって、平行に配向されたファイバを有する複合材の連続的なプライが生成される。その後、積層に必要とされる特性に依存して、複合材の別の単一または複数のプライが第1

のブライの頂部に置かれる。この単一または複数のブライは複合材の層を形成する。次に、箱の層が固められた複合材層上で回転される。たとえば熱定着で複合材に接合される。その後、有線複合材の次の層が上述のように単一または複数のブライを置くことによって金属箱の頂部に形成される。最後に、金属箱および有線ポリママトリックスの層の予め定められた数を降ろした後、金属箱の外部層が与えられる。これはこの発明の重要な局面であり、なぜなら、箱の外部層がハイブリッド積層の、内にある有線複合材を導液と液体による攻撃とから守るためである。

【0026】いくつかの以下により詳細に説明される代替的な作製方法も有益である。たとえば、ハイブリッド積層のあらゆる層が層の間の融解なしで圧力室において積み重ねられるかまたは圧力を与えられ得、次に、加えられた熱および圧力の下の単一の積層に融解される。

【0027】この発明のハイブリッド積層は、積層の例示的実施例を示す概略図である図1を参照するとより良く理解される。明らかに、層にされた他の配列も企図され、いくつかの下に示される。レイアウトHはチタン合金層10の交互の層を有し、複合材の少なくとも1つのブライが組織的な箱層の各々の間に挟まれる。有線複合材14の90°の交差ブライが箱1の2つのチタン合金層の間に挟まれる。0°のブライ12が箱2のチタン合金層10と箱3のチタン合金層10との間に挟まれる。最後に、別の交差ブライが箱3のチタン合金層と箱4のチタン合金層との間に挟まれる。この特定のレイアウトでは、ブライの3分の2が90°の交差ブライの方向に配列され、ブライの3分の1がゼロ度方向に配列される。以下に説明される好ましい実施例では、実質的にすべてのブライがゼロ度方向に配列され、これもまた以下に説明される他の好ましい実施例では、いくつかのブライが、90°の交差ブライ方向と、+45°または-45°方向とに配列される。この発明に従って、積層の、実質的に大多数（約3分の2より上）またはすべてのブライのブライが共通の方向に配向される。箱10は同一の広がりを持つ箱間の間隔を最小にして突き合わせ接合される。さらに、突き合わせ接合部は概略的に示されるようにずらされ、したがって積層強度は低下されない。

【0028】好ましくは、この発明のハイブリッド積層は、図2に示されるチタン合金ハニカム材料のような軽量コア構造40である中心層で対称的である。したがって、コア層40は、外部接合を形成する同一の金属箱-ポリマ複合材レイアウトHによって両側を包囲されるかまたは覆われる。

【0029】以下に続く説明には金属箱-ポリマ複合材レイアウトHだけでなく、ハイブリッド積層構造の各々は、接着された同一の金属箱-ポリマ複合材レイアウトによって両側を覆われてこの発明の対称的なハ

イブリッド構造を形成する中心コア構造を含むことが理解されるべきである。

【0030】図3は、超音速航空機のハイブリッド積層胴体および外部パネルを示す簡略化された概略部分側面図である。この例示される説明では、4つの実質的に円筒形の胴体部分が、端と端とを接して互いに接続して実質的に円筒形の胴体を形成するようにされる。他の設計では、より多くの部分が必要とされる。これらの部分は、先細りになった前縁がノーズコーンを受けるように設計された実質的に円筒形を有する胴体の前縁部20と、直径が胴体前縁部20の後部の直径と同じである第2の円筒胴体部分22と、実質的に円筒形であり、第2の胴体部分と同じ直径である第3の胴体部分24と、第3の胴体部分の直径と実質的に同じ最大直径を有する筒状に先細りになった円筒形の後縁部胴体部分26とを含む。図3に示される実施例のウイングはデルタ型であり、円筒胴体部分22および24のいずれかの側から外側に延び、1対の水平に延びる三角形のストレーク28を含む。1対の実質的に長方形のウイングボックス30がストレーク28の後縁部に当接し、胴体部分24の付着点からストレークの外部先端の近接に延びる。実質的に三角形の外部ウイング32はウイングボックス30の各々の外部端部から延びる。このように、航空機の両側のストレークおよびウイングは、ストレーク28の上部表面からその隣接するウイングボックス30の上部表面へと、そこから外部ウイング32の上部表面へと延びる同一平面上の上部表面を形成する。同一平面上の下部表面も同様形成される。台形の垂直尾翼34および台形の水平尾翼36もまた、この発明に従ってハイブリッド積層から作製される。

【0031】図4は、外部ウイング32を有する隣接するウイングボックス30を備えた1対のストレーク28の概略図である。飛行中、これらの構造への荷重は異なり、速度および他の要因で変化する。この発明に従って、ストレークのための好ましい金属箱-ポリマ複合材レイアウトの実施例が簡略化された図5に示される。このように、示される実施例では、金属箱10はストレーク28の後縁縁28.9と平行なその最長の側に配向される。ただし、後縁縁に対して90°の偏向もまた役立つ。箱のすぐ下には、ブライが箱の長手側に対して90°に配向された90°の交差ブライ14がある。このブライ14の下にはブライがゼロ度方向に配向された第2のブライ16がある。ブライ16の下には第2の交差ブライ14があり、箱層10が狭く。この発明に従って、90°の交差ブライと0°の複合材ブライとを含む複合材を用いることは超音速デルタウイング航空機のストレークのために好ましい。説明されたレイアウトは中心コア層の両側に接合されて対称的なハイブリッド積層構造を形成する。

【0032】一方、ウイングボックスはストレークとは

かなり異なった力を受ける。図6を参照して、2つのウイングボックスのレイアップの各々は中心コア構造に接合されており、形成されるハイブリッド積層が対称的であるように同一である。図6の実施例に示されるレイアップは、第1の外部金属層10、4つの連続的な翼板方向に配向されたプライ16、第2の層10、第2の一点の4つの翼板方向に配向されたプライ16、第3の層10、4つの翼板方向に配向されたプライ16の第3の複合材層、および外部層10を順次有する。この外部層10はコア構造の一方の側に接合され、同一のレイアップがコア構造の他方の側に接合されてウイングボックスの対称的なハイブリッド積層を形成する。

【0033】ウイングボックスレイアップの代数的な実施例では、プライ16のすべてが翼板方向に配向されず、4つのプライのうち内部の2つが翼板方向のプライに対してある角度、たとえば+45°および-45°にそれぞれ配向される。このように、4つのプライの3つの層の各々において、第1のプライが翼板方向であり、第2が+45°で配向され、第3が-45°で配向され、第4のプライが翼板方向である。結果として、約

20 合いのとれた複合材層が形成される。

【0034】超音速航空機の胴体はその長さに沿う異なった場所で見つかった力を受ける。結果として、この発明に従って、ハイブリッド積層構造におけるプライ配向およびプライ「ビルディングアップ」(または「パダップ」(padup))および「ドロップオフ」は、ハイブリッド積層が胴体上の特定の場所で経験する航空機の加圧によって生じる軸方向の荷重と円周方向の荷重とに基づいて決定される。これは図7に数値的に示され、図7は、4つの部分で例示される全体の胴体と、荷重に依存して胴体部分上の異なった場所で見られ得る6つの金属箱-複合材プライレイアップH1、-H2、とを示す。ノーズ部分20および第1の部分22は同様の荷重を経験し、この発明に従って同じレイアップH1、を有する。各場合において、レイアップの外部表面、したがってハイブリッド積層は金属であり、好ましくはチタン合金の層10である。金属層10の内側表面に粘り強く接着された次の層は、ファイバが円筒形の胴体の円周のまわりを連続して螺旋状に延びる円筒複合材プライ13

(「フーププライ」)である。フープファイバプライの内側にあり、それに密に接着されるのは、ファイバが胴体部分の長さに沿って長手方向に配向されるプライ15である。この長手ファイバプライ15は対称的なレイアップの中心層を形成する。したがって、長手ファイバプライ層の内側には第2のフープファイバプライ13があり、それに第2のチタン層10が従う。第2のチタン層10はコア構造(図示せず)の一方の側に接合され、同じレイアップがコアの他方の側に繰返されて対称的なハイブリッド積層を生じる。

【0035】中央機尾部分24は4つの異なったプライ

配向を有し得る。第1のレイアップH1は、胴体の頂上の前方端部で通常遭遇される張力を打消すように設計され、第2のレイアップH1は、頂上の機尾部分における引張力を打消すように設計され、第3のレイアップH1は、シヤークの下に通常ある機部のためのものであり、圧縮力を打消すための第4のレイアップH1は、胴体のキールに通常見られる。もちろん、4つのすべてのプライレイアップが中心コア構造(図示せず)とともに単一のハイブリッド積層構造を形成するが、プライの数とその配向とは積層が耐えることを期待される力に依存して変化する。このように、頂上の前方部分では、レイアップH1が、胴体の全外部表面を覆って内にある複合材構造を保護するチタン層10を有する。第10の内側に密に接合されるのは第1のフープファイバプライ13であり、このフーププライの内側には3つの長手ファイバプライ15がある。第3の長手ファイバプライの内側には第2のチタン合金層10があり、これはレイアップの対称の中心を形成する。したがって、この層10の内側には順に3つの長手ファイバプライ15、フープファイバプライ13、および最後の内側チタン層10がある。最後のチタン層はコアの一方の側に接合され、レイアップはコアの他方の側に対称的に繰返される。プライおよびコアのこの配列は、航空機の中央機尾胴体部分の頂上の前方で通常遭遇される引張力、シヤーク、フープ力および圧縮力を打消すハイブリッド積層構造を与える。胴体のあらゆる部分において、フーププライは円筒荷重を打消す。

【0036】胴体部分24の頂上の機尾区分と胴体部分26の胴体部分とにおける高まった引張応力を打消すために、さらなる長手プライがH1において示されるようにレイアップに加えられる。このように、頂上部分は外部チタン層10、単一のフーププライ、4つの連続的な長手複合材プライ、中心チタン層10、4つの連続的な長手複合材プライ15、フープ複合材プライ13、および内部チタン層10を順に含む。これまでどおり、このレイアップの内部チタン層は中心コアに接合され、レイアップはコアの他の側に繰返されて対称的なハイブリッド積層を生じる。胴体部分26の頂上の機尾部分は幾分簡略化されたレイアップ構造H1、を有し、これは引張力が航空機の胴体部分のこの部分ではそんなに高くはないためである。結果として、所望の強度特性を有するがH1、またはH1、よりも軽い積層を生じるためにより少ないプライが用いられ得る。したがって、部分26のレイアップH1の、機尾区分上部分も外部および内部のチタン層10を有し、その間に挟まれて、3つの長手プライ15を含む中心を有した複合材層を有し、フープファイバプライが最も外側の長手プライの各々と外部チタン層10との間に挟まれる。コア構造は層10に接合することによって2つのこのようなレイアップの間に挟まれて、対称的なハイブリッド積層構造を生じ

る。

【0037】航空機の側部はシヤーを受けるので、部分24および26の側部におけるハイブリッド積層構造はシヤー力を打消すように調整される。示されるように、図7では、部分24および26の両方の側部レイアップ構造H1Lは、順に外部チタン箱層10と、その内側の直に接着されたフープ複合材プライ13と、その内側の第2のチタン箱層10と、その内側の中心長手複合材ファイバプライ15とを含む。レイアップは対称的であるので、このパターンは長手ファイバプライ15の他方の側で繰返される。こうして、他のプライは順に中心長手ファイバプライ、第3のチタン箱層10、フーププライ13、チタン箱層10である。1つのこのようなレイアップが中心コア構造の各側に接合されて対称的なハイブリッド積層構造を生じる。

【0038】部分24および26の両方のキールは好ましくは、4つの長手複合材プライ13と、好ましくはキールにおいて高まった圧縮応力を打消すための平行に配向されたボロンファイバを含むプライによって両側を取囲まれた中心チタン箱層10を含むレイアップH1Lから構成される。ボロンファイバの層は少なくとも単一の複合材フープファイバプライ13で蓋が覆われる。したがって、この発明に従って好ましいように、複合材フープカーボンファイバプライはチタン箱10で覆われる。この箱は中心コア構造の一方の側に接合され、レイアップはコアの他方の側で繰返されて対称的なハイブリッド積層を生じる。

【0039】金属ハニカム、たとえばチタン合金ハニカムのようなコア構造を含んだハイブリッド積層胴体部分が、好ましいハイブリッド積層胴体の区別の部分的な断面の展開された側面図を示す図8に示される。横層構造は、それを受けるであろう機械力を最適に打消すように構成されることが好ましい。示される実施例では、胴体部分は長手方向に延びるチタン箱10で作られた外部被覆を有し、箱の各々は互いに当接して封止を作り、それによって内にある複合材構造を覆い、保護する。チタン箱の内部には、第1のフープファイバ複合材プライ13と、次の長手方向に配列されたチタン箱10の第2の層と、次の第2の複合材フープファイバプライ13と、長手チタン箱10の第3の層とがある。示される実施例では、チタン箱は、樹脂接着剤、またはシラン接着剤を用いて、ハニカムコア40に直接接着される。第4の長手チタン箱10も同様にハニカム構造の内側表面に接着される。第4のチタン箱10の内側には、第4の複合材フーププライ13、第5の長手チタン箱層10、第4の複合材フーププライ13、および最後のチタン箱層10が順次接着される。こうして、胴体は中心ハニカム層40について対称的である。重要なことに、横層構造は胴体に強度を加える少なくとも4つのフーププライを有し、同じことが以下に検討される図9の実施例にも当てはま

る。68インチ×120インチの大きさであり、単位面積当りの質量1.31lb/ft²である同様のハイブリッド積層胴体部分は、14ksiフープ荷重と、0.1の「R」係数の0.20Hz周波数荷重サイクルでの12ksi軸方向荷重との99,000疲労サイクルに耐えることのできる安全圧力をもたらし。

【0040】図9は、この発明に従った、概略的な展開断面に示される航空機の胴体レイアップのさらに別の実施例を示す。この実施例では、胴体の張り端昇頂上区域42が長手方向に延びる多数のカーボンプライを含む。シヤー境界側端分44が長手方向に延びる単一のカーボンプライを含み、圧縮境界キール部分46が単一の方向で長手方向に延びる多数のボロンカーボンプライを含む。しかしながら、重要なことに、この実施例は、ハイブリッド積層の各レイアップ中に延びる4つのこのようなプライの全体を作る少なくとも2つのカーボンファイバフーププライ13を有する。これらのプライは強度を胴体に加えて使用中に遭遇される力を打消す。レイアップの層を検討すると、外部から内側に連続的に、胴体の第1の層がチタン箱10の外側面である。これに、胴体の全円周に延びる第1のカーボン複合材フーププライ13が続く。頂上部分42では、これに、カーボンファイバの長手方向に延びる多数のプライの第1の層17と、長手方向に延びる第2のチタン箱10と、多数のカーボンプライの第2の長手方向に延びる層17が続く。側部44では、第1のカーボンフーププライ13に、長手方向に延びる第2のチタン箱10と、長手方向に延びるカーボンプライ15と、長手方向に配向された第3のチタン箱10とが従う。キール46では、第1のカーボンフーププライ13に、長手方向に延びる多数のプライを含んだボロンカーボンファイバの第1の層19と、長手方向に延びる第2のチタン箱10と、多数のボロンカーボンプライの長手方向に延びる別の第2の層19と、長手方向に延びる第3のチタン箱10と、多数のプライの長手方向に延びる第3のボロンカーボン層19とが続く。上述された層の各々には、胴体の全円周に円周方向に延びる第2のカーボンフーププライ13が続く。この第2のカーボンフーププライ13の内側面は、長手方向に延びるチタン箱10を含んだ別の層によって覆われる。後者のチタン箱層はコア構造の一方の側に接合され、上述されたレイアップはコアの他方の側で繰返されて対称的なハイブリッド積層構造を生じる。

【0041】図10は、図9に示されるように、この発明の箱で覆われた円筒形胴体部分を生じるためにどのように箱が外部表面上で順次配列されるかをさらに示す。示される実施例では、箱10は、端縁と端縁とを接して当接する交互の長手方向に延びるプライまたは「ゴアパネル」に適用されてギャップをなくす。箱はまた、必要とされるならばフープの縁縁で円周方向に適用され得る。

17

【0442】説明され、かつ例示された外板パネルを準備するための方法はいくつかある。予備的な準備として、チタン箱は大抵大きなロールの箱の形状で与えられ、従来の切断機械によって予め定められた長さのゴアパネルに分割される。胴体部分に関連して、ゴアパネルは、胴体部分の一方の端部から他方の端部に延びる長手パネルである。胴体部分が可変の円周を有し得るので、継続的なゴアパネルが好ましくは直接接合に端縁と端縁とを接する関係にもたらされるように、ゴアパネルは可変の幅で切断されなければならない。ゴアパネルは従来の陽極酸化プロセスかまたは上述されたプロセスによって陽極酸化され、これは、予め浸されたカーボンテープのような接合材料に接合するのにより速したゴアパネルの各々の上に外部コーティングを形成する。この発明に従って、ゴアパネルはスプールまたはカセットに巻上げられる。これらのカセットは製造施設近くの保管場所にもたらされ、それらが陽極酸化プロセスにおいて利用されるまで保管される。胴体の内周に従う適合した外周を有したレイアップマンドレルがハイブリッド積層を形成するために用いられ、手動で得上げられてもよい。本出願人により同時に出版され、引用により十分に援用される明細書代理人登録番号第BOCO-1-8434はマンドレルについてのさらなる詳細を示す。ハイブリッド積層材構造は以下に説明される積層手順によってマンドレルに適用される。その後、ハイブリッド積層はマンドレルから除去され、切り崩され、ウィンドウオープニングがその構造において切断され、他の固定装置および構成要素が加えられて完成した構造を形成する。

【0443】胴体部分がマンドレル上で作られるとき、マンドレルは好ましくは回転可能に装着され、円筒形に成形され、その長手軸は垂直方向に配向される。接合部のチタンゴアパネルが適切かつ解離可能な接着剤でマンドレルの外部表面に長手方向に適用されてチタン箱の第1の層を形成する。各ゴアパネルがレイアップマンドレル上に位置決めされ、ゴアパネルの長手軸は実質的にレイアップマンドレルの長手軸と平行である。いくつかの層では、ゴアパネルは、上述のようにマンドレルの円周に延びるフープの形状であってもよい。ゴアパネルは端縁と端縁とを接する関係（実合せ接合）でレイアップマンドレルの円周に継続的に適用されて、レイアップマンドレルを覆う平滑かつ連続的なチタン箱層を形成する。次に、カーボンプレブレグテープ（または、必要とされるような別のプレブレグ）が、接合材料の第1のフープブライが箱層の上に形成されるまで、マンドレルを横断する方向に、好ましくはマンドレルに対して螺旋方向に配向されて、回転するマンドレルのまわりを巻かれる。明らかに、他のブライ配向も適宜適用され得る。次に、チタン箱の第2の層が接合材層に適用され、次に接合材料の別の単一または複数のブライが適用さ

18

れ、その次にチタン箱の最後の層が適用される。ハイブリッド積層はコア構造を含む場合、マンドレル上に既に置かれた円筒形の積層部分の上に適合するように接着剤で適用される。適切に演繹し、適切な大きさにされたパネル部分にコアが生成される。コアはこのように下にある積層構造に接合される。その後、接合材料およびチタン合金のさらなる層が上述されたようにコアの上に形成される。

【0444】他のジオメトリを有するレイアップマンドレルで用いるために、ゴアパネルは好ましくは他の形状を有する。たとえば、円錐形のマンドレルでは、ゴアパネルは好ましくは円錐形の形状を有するのである。すなわち、ゴアパネルの一方の端部が他方の端部よりも広いであろう。こうして、ゴアパネルが端縁と端縁とを接する関係で円錐形のマンドレル上に置かれたとき、広い方の端部が円錐形のベースに近いであろう。したがって、必然的ではないが慣習的に、各ゴアパネルは滑らかなチタン箱層を形成するためのマンドレルのほぼ等しい面積にわたるであろう。したがって、箱をゴアパネルに分割することには、各ゴアパネルがマンドレルのほぼ等しい面積に及ぶようにゴアパネルの形状を予め計算することが含まれる。したがって、ゴアパネルがマンドレル上に端縁と端縁とを接する関係に配置されるとき、ゴアパネルは滑らかなチタン箱層を形成する。

【0445】代替例として、ハイブリッド積層は手で重ねられてもよく、または機械で重ねられてもよい。これらの条件下において、胴体のような平坦または湾曲した積層を準備するために、箱およびプレブレグの層は手で一方を他方の上に中心コア構造が他の層で積み重ねられる。その後、層が互いに接着していない積み重ねられた構造が真空バッグの中に閉じ込められ、真空化され、気圧が層を互いに圧縮させるようにする。このために層は適所に保持され、したがって、これらは樹膠を硬化させるための圧力差、プレス、またはオープンに置かれる。樹脂を適切に加熱すると、積み重ねられた層およびコアは互いに接着される。この発明のハイブリッド積層へめめられる。

【0446】図11は、固定具を受けるためにハイブリッド積層を強化するように接合部で用いられる。この発明に従った典型的な外板バンプを簡略的な断面および略図化された形状で示す。先行技術の接合レイアップとは異なり、この発明に従ったレイアップは上述のような基本的な外板レイアップをもたらし、示される実施例では、ハイブリッド積層の中心コアのいずれかの側で大抵露出されるレイアップは、接合材の3つの層が挟まれ、2つの中間チタン箱層10によって分離される外部チタン箱10を含む。各接合材層は3つのブライからなる。ハイブリッド積層を接合部で強化するために、付加的なチタン箱が接合材ブライの各々の間で挟まれる。こうして、示されるように、接合部を取囲むレイアップの

59

構造は交互する複合材のプライとチタン箔の層とで作られる。これは、航空機の接合された構成要素間で荷重を移動させるための固定具を受けるための高強度構造をもたす。

【0047】接合するためにレイアップが穴をあけられるとき、レイアップのオープンホール圧縮強度は少なくとも約50ksiである。レイアップのある実施例では、強度は少なくとも約80ksiまでに及ぶことができ、他の実施例では、少なくとも約200ksiである。また、オープンホール引張強度はレイアップの切込

みが入れられていない極限引張強度の約5.5%よりも大きい。

【0048】この発明のハイブリッド積層のレイアップは高いオープンホール引張強度および圧縮強度を有し、それによって、力が集中される、積層の通しボアから広まる亀裂の成長の可能性を最小にしながら、ハイブリッド積層の機械接合を容易にする。レイアップの複合材容量部分が50%未満であるとき、レイアップのオープンホール引張強度は約150ksiから約220ksiの範囲にある。しかしながら、レイアップの複合材容量部分が約50%から約80%の範囲にあるとき、オープンホール引張強度は約200ksiから約350ksiの範囲内に増加する。

【0049】レイアップのオープンホール圧縮強度は複合材において用いられる強化ファイバの型に依存する。したがって、たとえばカーボンファイバで強化されたこの発明のレイアップが約80ksiから約125ksiの範囲のオープンホール圧縮強度を有する。しかしながら、ボロン、HIBOR、またはシリコン炭化物ファイバが用いられるとき、レイアップのオープンホール圧縮強度は180ksiよりも高くなる。

【0050】この発明のハイブリッド積層は高められた極限引張強度および極限圧縮強度を有する。確かに、この発明のレイアップが基本的なファイバ配向方向に構築されると、レイアップの極限引張強度は $2 \times 10^4 \text{ psi} / 1 \text{ b} / \text{in}^2$ を超え、極限圧縮強度は $1.5 \times 10^4 \text{ psi} / 1 \text{ b} / \text{in}^2$ を超える。したがって、この発明のハイブリッド積層構造は超音速民間機の構造において用いるのに極めて適している。

【0051】上の説明がこの発明のハイブリッド積層を航空機、具体的には超音速航空機において用いることに焦点を当ててきたが、上述された何らかの他の向上された特性を有し得る、軽量、かつ、高い強度対重量比の材

* 料を必要とする他の多様な応用において積層が有益であることが明らかである。

【0052】この発明の好ましい実施例が例示され、かつ説明されたが、当業者は、さまざまな変化がこの発明の趣旨および範囲から逸脱せずに行なわれることができ、これらの変化もまた上述の特許請求の範囲に含まれることを認識するであろう。

【図面の簡単な説明】

【図1】この発明に従ったハイブリッド積層の一部を形成する、金属箔および複合材のレイアップの実施例の層を示す概略断面図である。

【図2】ハニカムコア構造を有する、この発明のハイブリッド複合材積層構造の実施例の概略断面図である。

【図3】この発明に従ったハイブリッド複合材積層から作製された航空機外殻の部分の実施例を示す概略図である。

【図4】この発明のハイブリッド積層の実施例から作製された航空機のストレークおよびウイングボックス部分の実施例の概略展開図である。

【図5】図4のストレーク部分のためのハイブリッド積層のレイアップの箱およびファイバの配向を断面的に示す図である。

【図6】図4のウイングボックスにおける箱およびファイバのレイアップを概略的に示す断面図である。

【図7】ハイブリッド積層航空機胴体の実施例と、この発明に従った、航空機の胴体のさまざまな位置でのファイバプライおよび金属箔のレイアップの断面とを示す概略図である。

【図8】この発明の実施例に従って作られたハイブリッド積層航空機胴体の一部を示す概略展開断面図である。

【図9】この発明に従った航空機のハイブリッド積層胴体の一部を形成するレイアップの代替的な実施例の概略展開断面図である。

【図10】この発明のハイブリッド積層胴体構造の実施例の外部表面および内部表面における金属箔の配向を示す概略図である。

【図11】接合部で役立つ、この発明のハイブリッド積層のレイアップのパダップの実施例を概略的に示す断面図である。

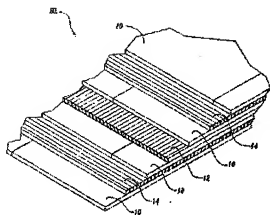
【符号の説明】

- 10 チタン合金箔
- 12 プライ
- 14 複合材

【図11】



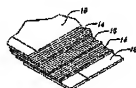
【図1】



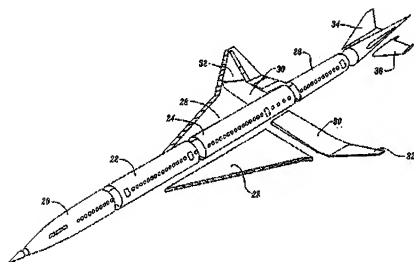
【図2】



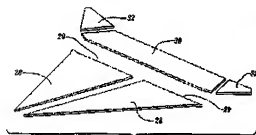
【図5】



【図3】



【図4】



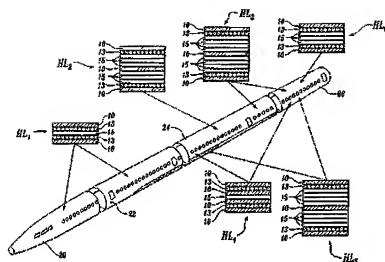
【図6】



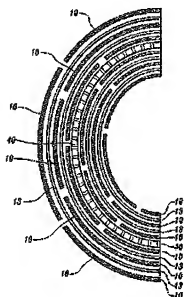
【図10】



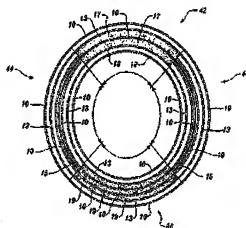
【図7】



【図8】



【図9】



フロントページの続き

(72)発明者 ヘザー・シィ・アレン・リリオ
アメリカ合衆国、98056 ワシントン州、
レントン、ノース・ササース・ストリ
ート、1212

(72)発明者 トナルド・ジェイ・エズ
アメリカ合衆国、98290 ワシントン州、
スノホミッシュ、アベニュー・シィ、221

- (72) 発明者 サミュエル・イー・クレッガー
アメリカ合衆国、98031 ワシントン州、
セント、エス・イー、ワンハンドレッドア
ンドナインティーン・アベニュー、22632
- (72) 発明者 デイビッド・ダブリュ・エバンス
アメリカ合衆国、98042 ワシントン州、
セント、エス・イー、ワンハンドレッドア
ンドナインティフィフ・アベニュー、
27700
- (72) 発明者 ドナルド・エル・グラント
アメリカ合衆国、98198 ワシントン州、
デモイン、マリン・ビュー・ドライブ、
23127

- (72) 発明者 ダニエル・ジェイ・ホフマン
アメリカ合衆国、98023 ワシントン州、
フェデラル・ウェイ、エス・ダブリュ、ス
リーハンドレッドアンドトゥエンティフィ
ブス・ストリート、4129
- (72) 発明者 マーク・イー・ロガルスキー
アメリカ合衆国、98029 ワシントン州、
イサク、エス・イー、イー・ルーク・サマ
ミシュ・パークウェイ、2801
- (72) 発明者 ロバート・ジェイ・ロスチャイルズ
アメリカ合衆国、98042 ワシントン州、
セント、エス・イー、ツースハンドレッドア
ンドサートイセカンド・アベニュー、29425



US006114050A

United States Patent [19][11] **Patent Number:** **6,114,050****Westre et al.**[45] **Date of Patent:** **Sep. 5, 2000**[54] **TITANIUM-POLYMER HYBRID LAMINATES**4,137,370 1/1979 Fujishiro et al. 428/660
4,141,802 2/1979 Duparque et al. 204/15

- [75] **Inventors:** Willard N. Westre, Bellevue; Heather C. Allen-Lilly, Renton; Donald J. Ayers, Suquamish; Samuel E. Cregger; David W. Evans, both of Kent; Donald L. Grande, Des Moines; Daniel J. Hoffman, Federal Way; Mark E. Rogalski, Issaquah; Robert J. Rothschilds, Kent, all of Wash.

(List continued on next page.)

FOREIGN PATENT DOCUMENTS307 215 B1 3/1989 European Pat. Off.
463 611 A2 1/1992 European Pat. Off.**OTHER PUBLICATIONS**

Lawcock et al., "Novel Fiber Reinforced Metal Laminates . . .", SAMPE Journal vol. 31, No. 1, pp. 23-31, Feb. 1995.

W. Steven Johnson, Edward Li, and Jennifer Miller, "High Temperature Hybrid Titanium Composite Laminates: An Early Analytical Assessment," Tenth International Conference on Composite Materials, ICCM-10, Whistler, British Columbia, Canada, Aug. 14-18, 1995.

(List continued on next page.)

- [73]
- Assignee:**
- The Boeing Company, Seattle, Wash.

- [21]
- Appl. No.:**
- 09/222,371

- [22]
- Filed:**
- Dec. 29, 1998

Related U.S. Application Data

- [62] Division of application No. 08/585,304, Jan. 11, 1996, Pat. No. 5,866,272.

- [51]
- Int. Cl.**
- B32B 3/12; B32B 15/08; B64C 1/00

- [52]
- U.S. Cl.**
- 428/608; 428/118; 428/332; 428/457; 428/606; 428/660; 428/593; 428/220; 428/298.1; 244/119; 244/120; 244/133

- [58]
- Field of Search**
- 428/596, 606, 428/608, 615, 292, 293, 458, 660, 220, 332, 457, 626, 118, 77, 189, 334, 593, 592, 607, 192, 116, 298.1, 300.7, 297.4; 244/119, 133, 120, 126, 129.1, 117 R, 125

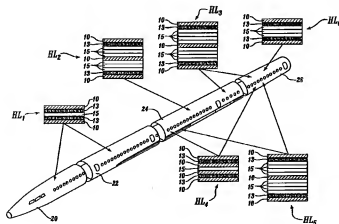
- [56]
- References Cited**

U.S. PATENT DOCUMENTS

3,758,234	9/1973	Goodwin	416/230
3,888,661	6/1975	Levitt et al.	75/201
3,936,277	2/1976	Jakway et al.	29/191.6
3,939,024	2/1976	Hoggatt	156/242
3,959,091	5/1976	Moji et al.	204/38 A
3,989,876	11/1976	Moji et al.	428/472
3,991,928	11/1976	Friedrich et al.	228/190
4,010,884	3/1977	Rothman	228/190
4,029,838	6/1977	Chamis et al.	428/301
4,115,611	9/1978	Stoltze et al.	428/174
4,132,828	1/1979	Nakamura et al.	428/366

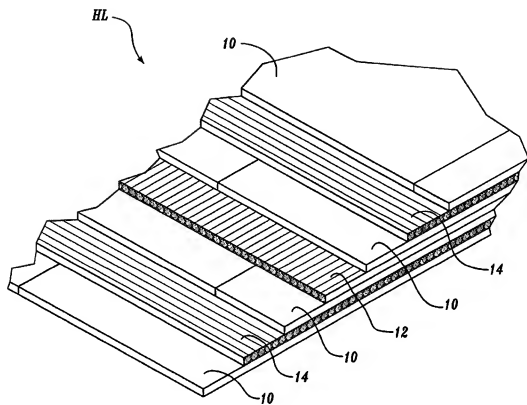
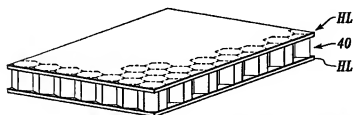
Primary Examiner—Deborah Jones**Assistant Examiner**—Michael La Villa**Attorney, Agent, or Firm**—Christensen O'Connor Johnson & Kindness PLLC[57] **ABSTRACT**

The invention provides a hybrid laminate and skin panels of hybrid laminate structure that are suitable for a supersonic civilian aircraft. The hybrid laminates include layers of titanium alloy foil and composite plies, that are optimally oriented to counteract forces encountered in use, that are bonded to a central core structure, such as titanium alloy honeycomb. The reinforcing fibers of the composite plies are selected from carbon and boron, and the fibers are continuous and parallel oriented within each ply. However, some plies may be oriented at angles to other plies. Nevertheless, in a preferred embodiment of the invention, a substantial majority of, or all of, the fibers of the hybrid laminates are oriented in a common direction. The outer surfaces of the laminates include a layer of titanium foil to protect the underlying composite-containing structure from the environment, and attack by solvents, and the like.

48 Claims, 6 Drawing Sheets

U.S. PATENT DOCUMENTS

4,356,678	11/1982	Andrews et al.	52/799	5,215,832	6/1993	Hughes et al.	428/623
4,411,380	10/1983	McNiff et al.	278/181	5,232,525	8/1993	Smith et al.	148/514
4,473,446	9/1984	Locke et al.	204/321	5,242,759	9/1993	Hall	428/610
4,489,123	12/1984	Schijve et al.	428/213	5,260,137	11/1993	Rosenthal et al.	428/608
4,500,589	2/1985	Schijve et al.	428/213	5,403,411	4/1995	Smith et al.	148/514
4,624,897	11/1986	Ito	428/432	5,429,326	7/1995	Garesche et al.	244/133
4,714,509	12/1987	Gruber	156/272.2	5,429,877	7/1995	Eylon	428/586
4,715,923	12/1987	Kaoll	156/380.9	5,460,774	10/1995	Bachelet	419/5
4,753,850	6/1988	Ibe et al.	428/608	5,578,384	11/1996	Kingston	428/608
4,775,602	10/1988	Rasch	428/608	OTHER PUBLICATIONS			
4,777,098	10/1988	Takamura et al.	428/604	Alex Velicki, "Materials and Structures for the HCST,"			
4,790,898	12/1988	Woods	156/166	Aerospace Engineering, Apr. 1995, pp. 17-19.			
4,816,347	3/1989	Rosenthal et al.	428/615	Glyn Lawcock, Lin Ye, and Yiu-Wing Mai, "Novel Fiber			
4,859,267	8/1989	Kaoll	156/273.7	Reinforced Metal Laminates for Aerospace Applications—A			
4,894,105	1/1990	Dyksterhouse et al.	156/181	Review," <i>SAMPE Journal</i> , vol. 31, No. 1, Jan./Feb. 1995,			
4,917,968	4/1990	Tuffias et al.	428/621	pp. 23-31.			
4,919,739	4/1990	Dyksterhouse et al.	156/181	Bruce Smith, Paul Proctor, and Pierre Sparaco, "Airframers			
4,935,291	6/1990	Gunnink	428/213	Pursue Lower Aircraft Costs," <i>Aviation Week & Space</i>			
4,943,472	7/1990	Dyksterhouse et al.	428/240	Technology, Sep. 5, 1994.			
4,956,026	9/1990	Bell	148/127	FIBERITE® Data Sheet 5: "Fabricating with Aromatic			
4,992,323	2/1991	Vegelesang et al.	428/215	Polymer Composite, APC-2," 1986.			
5,006,419	4/1991	Grunke et al.	428/623	NASA Contractor Report, <i>Analytical and Experimental</i>			
5,008,157	4/1991	Paxos	428/612	Investigation of Aircraft Metal Structures Reinforced With			
5,009,966	4/1991	Garg et al.	428/627	Filamentary Composites, Phase I—Concept Development			
5,030,488	7/1991	Sobolev	428/35.9	and Feasibility, by S. Oken and R.R. June Prepared by the			
5,039,571	8/1991	Vegelesang et al.	428/213	Boeing Company for Langley Research Center, NASA			
5,076,875	12/1991	Padden	156/313	CR-1859, 129 pgs., 1970. (No Month).			
5,079,101	1/1992	Murayama	428/623	NASA Contractor Report, <i>Analytical and Experimental</i>			
5,100,737	3/1992	Colombier et al.	428/612	Investigation of Aircraft Metal Structures Reinforced with			
5,104,460	4/1992	Smith, Jr. et al.	148/11.5 F	Filamentary Composites, B. Blichfeldt and J.E. McCarty,			
5,122,422	6/1992	Rodhammer et al.	428/634	Prepared by the Boeing Company for Langley Research			
5,128,198	7/1992	Dyksterhouse et al.	428/240	Center, 1972. (No Month).			
5,143,276	9/1992	Mansbridge et al.	228/157	Abstract of Patent Application of William Russell Kingston,			
5,160,561	11/1992	Gruber	156/175	Unknown Serial Number, date unknown, but prior to Aug.			
5,160,568	11/1992	Gruber	156/430	22, 1996.			
5,160,771	11/1992	Lambing et al.	428/57	A. Gray, ed., <i>Metal Progress 1978 Data Handbook</i> , pp.			
5,181,647	1/1993	Ruysan	228/44.3	98-99, Jun. 1978.			
5,200,004	4/1993	Verhoeven et al.	148/527				
5,213,904	5/1993	Banker	428/651				

*Fig. 1**Fig. 1A*

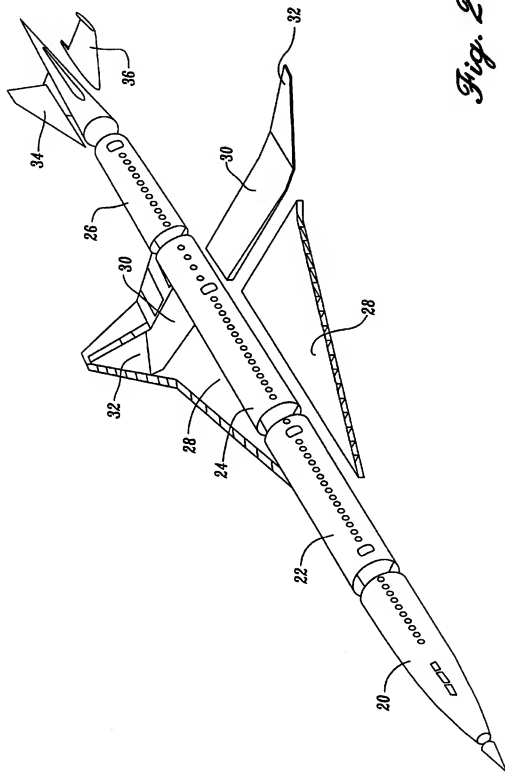
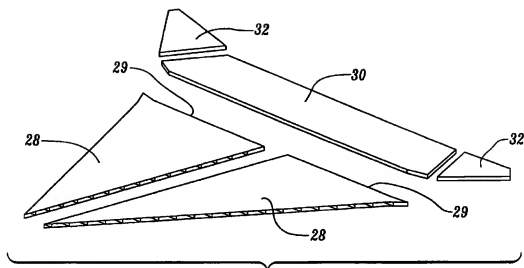
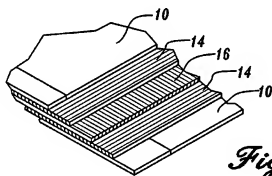
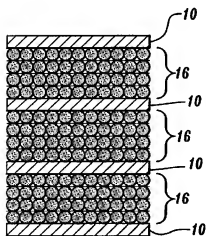


Fig. 2

*Fig. 3A**Fig. 3B**Fig. 3C*

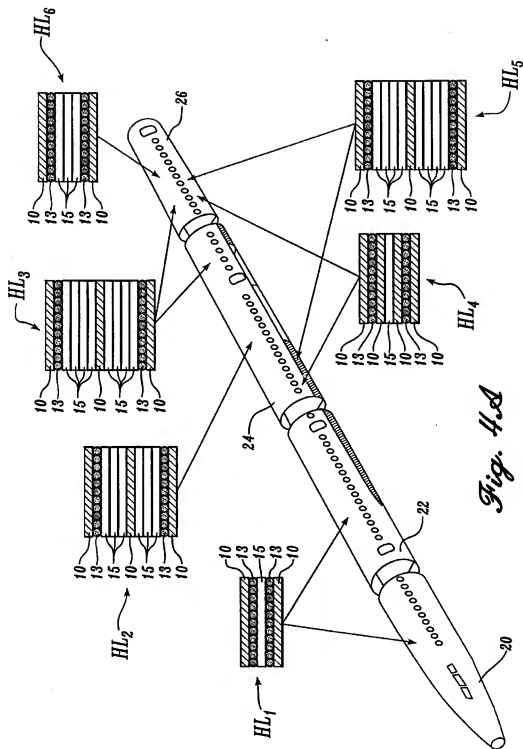
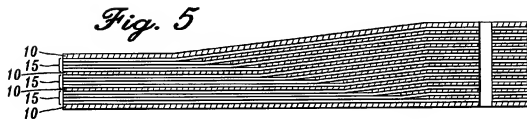
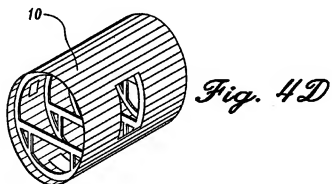
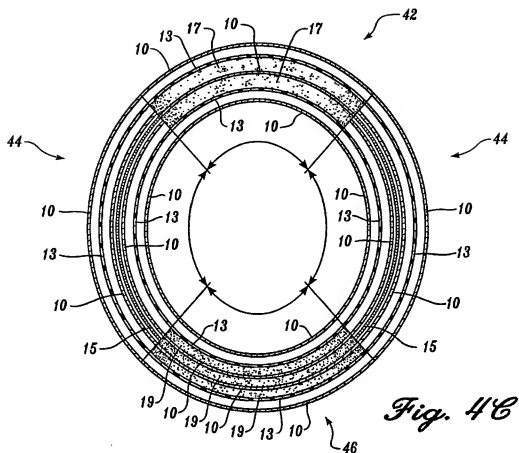


Fig. 4B



TITANIUM-POLYMER HYBRID LAMINATES

CROSS-REFERENCE TO RELATED APPLICATIONS

This application is a divisional of U.S. patent application Ser. No. 08/585,304, filed Jan. 11, 1996, now U.S. Pat. No. 5,866,272, issued Feb. 2, 1999.

FIELD OF THE INVENTION

The invention relates to supersonic aircraft skin panels of a hybrid laminate structure. More particularly, the hybrid laminate includes a central reinforcing core layer having bonded to each of its sides a layup that includes layers of titanium alloy foil with layers of a composite of fiber-filled organic resin between the foil layers.

BACKGROUND OF THE INVENTION

With the continuously increasing demand for international and long distance air travel, there is a perceived need for a supersonic civilian transport aircraft. However, it is expected that such an aircraft would be expensive to produce so that airlines, and their customers, would be reluctant to use the aircraft unless the high cost can be offset by other factors, besides the convenience of high speed. Some of these factors include minimizing the mass of the aircraft so that it would consume less fuel, reduce the airline's cost per passenger mile, and increase the aircraft's range and payload. Moreover, the aircraft should have an extended life, thereby allowing the airlines to recoup their investment over a longer period of time.

The need for increased fuel efficiency, long range, high payload and longer life of a supersonic civilian transport aircraft imposes exacting new demands on materials of construction. For example, the fuselage, wings, and other components of the aircraft's outer shell, should be light, but also have high strength-to-weight ratio properties, calling for low density, high strength materials. Moreover, the materials should have high modulus, fatigue resistance for long life, and high thermo-mechanical endurance to withstand stresses under the high temperatures encountered during supersonic flight. From a safety standpoint, the materials should be damage-resistant and damage-tolerant, and from a preventive maintenance standpoint, the materials should provide visible signs of damage, long before actual failure.

Fabricating aircraft fuselages and exterior panels, such as wings and control surfaces from metals, such as titanium alloys, may not meet all the performance criteria for an advanced supersonic civilian aircraft. Titanium alloys have relatively high density compared to the target density for an advanced supersonic civilian aircraft, and are relatively expensive. Moreover, titanium panel sizes are limited, due to physical property constraints, so that a large aircraft would require many joined panels. An increased number of joints results in increased weight, an undesirable factor. Titanium alloys also have relatively low fatigue strength and relatively high crack-growth rates so that the life of an aircraft may not be extended to meet the criterion set for continuous service in supersonic civilian transport. Consequently, titanium alloys may not be the optimum material of choice.

As an alternative, aircraft fuselages and exterior panels could be fabricated from polymeric composites. Such composites include a thermosetting or thermoplastic polymer ("resin") matrix within which is embedded reinforcing fibers, such as carbon fibers. However, performance of these

polymeric composites may change with time upon repeated exposure to the high temperatures encountered during supersonic flight. Such temperatures clearly vary depending upon the speed of flight, for example temperatures of up to about 350° F. (about 175° C.) are expected at mach 2.4. Polymeric composites are also susceptible to undetectable mechanical damage which may compromise structural integrity, and which requires additional material, to compensate for unknown risks thereby increasing aircraft mass. Furthermore, polymeric composites are also susceptible to damage from lightning strikes and therefore require additional conductive structure for protection. This also adds mass to the aircraft.

Prior art attempts at developing hybrid laminates that include layers of polymeric composite and layers of metal have not produced composites with the requisite combination of low density and physical properties necessary for use in a fuselage or exterior skin panels of a supersonic civilian aircraft. A laminate must meet the strength, modulus, fatigue resistance, and thermo-mechanical endurance properties discussed above. It should also have enhanced damage tolerance, and should desirably dent in a manner similar to metals thereby allowing detection of damage before significant physical property deterioration occurs. The polymeric composite layers in the laminate should be protected from thermal-induced oxidation, water ingress, and potential damage that could be caused by exposure to fuel and other solvents. Moreover, the laminate should exhibit high strength, and resist propagation of cracks, even from those points where it has been drilled-through to receive fasteners. The hybrid laminate should also be compatible with fusing to a core structure that may form part of the laminate structure, such as an aircraft panel.

SUMMARY OF THE INVENTION

The invention provides hybrid laminates, including layers of titanium alloy foil alternating with layers of a polymeric matrix with reinforcing fibers embedded therein, that form the skin (e.g., fuselage, wings, vertical and horizontal stabilizers, and strakes) of a supersonic civilian aircraft. The laminates possess high strength-to-weight ratio, modulus, fatigue resistance, and have outstanding thermal-mechanical endurance properties. Moreover, crack propagation is very slow, compared to monolithic titanium alloys, so that the life span of the aircraft is enhanced. The laminates dent in a manner similar to metals allowing detection of damage before significant deterioration of physical properties occurs. Moreover, since the outer surfaces of the hybrid laminates are of titanium alloy foil, the laminates are resistant to fuel and other solvents that may otherwise adversely affect a polymeric composite. In addition, the polymeric composite layers of the hybrid laminates are protected from oxidation, water ingress, and the deleterious effects of ultraviolet light by the outer covering of titanium alloy foil.

The hybrid laminates of the invention preferably include a central layer of a core structure covered on both sides with layups that include layers of titanium alloy foil with at least a one-ply layer of a polymeric matrix composite interposed between each foil layer, to produce a symmetrical laminate. The layers of metallic foil are preferably about 0.01 to about 0.003 inches thick, and made of a beta titanium that has been heat-treated to a yield strain of greater than about 1%. The layers of polymeric composite are made up of one or more plies, each layer is about 0.005 to about 0.03 inches thick.

The preferred organic polymeric composite is formed from a prepreg in the form of a tape of continuous parallel

reinforcing fibers coated with a resin to form a continuous strip. Thus, when the prepreg is laid down to form a composite ply, each composite ply includes a matrix of a resin (that is resistant to the high temperatures encountered during supersonic flight) reinforced with parallel fibers. These fibers make up from about 50 to about 70 volume percent of the resin and fibers when the fiber is carbon, and from about 40 to about 60 volume percent when the fiber is boron. When a mixture of carbon and boron fibers is used, total fiber volume is in the range 75 to 80 volume percent. In accordance with the invention, the composite plies may be oriented to provide a specific fiber orientation in each layer of composite that is best suited for the particular service of the laminate.

The resin used for making the organic polymeric layers is selected from those resins that are able to repeatedly withstand temperatures encountered during supersonic flight without undue softening or weakening that results in reduction of physical properties. Similarly, the reinforcing fibers are selected from those fibers that are compatible with the resin, that provide an enhanced strength composite, and that are able to repeatedly withstand the temperatures encountered during supersonic flight without significant loss of physical properties.

The resin is also compatible with, and is preferably selected to, bond tenaciously to the titanium alloy foil. In order to achieve such tenacious bonding, the surface of the titanium foil is preferably pretreated to produce a surface more able to bond chemically and mechanically with the resin. While it is preferred that the resin bond to the titanium alloy foil without the assistance of adhesives, adhesives, with or without bonding agents such as silanes, may be used to facilitate and enhance bonding.

As a result of the unique hybrid laminate structure of the invention, crack-growth rates are dramatically lower than for titanium alloy structures. Indeed, crack-growth is only 0.2% of the rate for monolithic titanium, of the same alloy as the foil layers, that has undergone the same heat treatment.

The hybrid laminates of the invention also demonstrate high open-hole tensile and compressive strengths that facilitate mechanical joining of the laminates while minimizing the risk of failure from around a throughbore through which a fastener extends and where forces concentrate.

The invention also provides hybrid laminate structures in the form of aircraft outer skin panels, such as fuselage sections, wing sections, strakes, vertical and horizontal stabilizers, and the like. The laminates are preferably symmetrical and, as explained above, include a core structure as a central layer sandwiched between outer layers of layups of composite plies and metallic foil. The core structure may include, for example, titanium alloy honeycomb. The adjacent layers of foil or composite are tightly bonded to the honeycomb layers at interfaces between these layers and the honeycomb material. This structure provides a low density (light weight), high strength, high modulus, tailorable structure that has exceptional fatigue resistance and excellent thermal-mechanical endurance properties. The hybrid laminates are resistant to zone 1 lightning strikes due to the outer titanium foil and are therefore able, for example, to protect fuel stored within a wing. The structure is particularly suitable for forming the skin portions of a supersonic civilian aircraft.

BRIEF DESCRIPTION OF THE DRAWINGS

The foregoing aspects and many of the attendant advantages of this invention will become more readily appreciated

as the same becomes better understood by reference to the following detailed description, when taken in conjunction with the accompanying drawings illustrating embodiments of the invention, wherein:

FIG. 1 is a schematic cross-sectional diagram showing the layers of an embodiment of a layup of a metallic foil and composite that forms part of a hybrid laminate according to the invention;

FIG. 1A is a schematic cross-sectional illustration of an embodiment of the hybrid composite laminate structure of the invention with a honeycomb core structure;

FIG. 2 is a schematic diagram illustrating an embodiment of the sections of an aircraft outer shell fabricated from hybrid composite laminates in accordance with the invention;

FIG. 3A is a schematic exploded view of embodiments of strakes and a wing box section of an aircraft that are fabricated from an embodiment of the hybrid laminates of the invention;

FIG. 3B schematically shows in cross section the foil and fiber orientation of a layup of the hybrid laminate for the strake sections of FIG. 3A;

FIG. 3C schematically shows in cross section the foil and fiber layup in the wingbox of FIG. 3A;

FIG. 4A is a schematic diagram illustrating an embodiment of a hybrid laminate aircraft fuselage and in cross section the fiber ply and metallic foil layups at various locations of the fuselage of an aircraft, in accordance with the invention;

FIG. 4B is a schematic exploded cross-sectional view showing a portion of a hybrid laminate aircraft fuselage made in accordance with an embodiment of the invention;

FIG. 4C is a schematic exploded cross-sectional illustration of an alternative embodiment of a layup forming part of a hybrid laminate fuselage of an aircraft in accordance with the invention;

FIG. 4D is a schematic diagram showing the orientation of metallic foil on the outer and inner surfaces of an embodiment of hybrid laminate fuselage structure of the invention; and

FIG. 5 is a schematic illustration, in cross section, of an embodiment of a padup of a layup of a hybrid laminate of the invention that is useful at joints.

DETAILED DESCRIPTION OF THE PREFERRED EMBODIMENTS

The hybrid laminates of the invention include spaced-apart layers of a metallic foil, with a layer or layers of an organic polymeric matrix composite, that includes a thermosetting or thermoplastic resin matrix with parallel-oriented reinforcing fibers embedded therein, interposed between the metallic foil layers. The invention also provides aircraft skin panels, such as fuselage, wings, strakes, vertical and horizontal stabilizers, and the like, made of a sandwiched construction that includes two outer layups, that each include layers of metallic foil and composite layers, with a layer of core material interposed between, and tightly bonded to, the outer layup layers to form a hybrid laminate structure. Preferably, the outermost layer of the hybrid laminates is of metal foil to protect the underlying organic composite material from the environment and from exposure to chemical solvents. In certain embodiments, the core material is not used and the hybrid laminate skins are reinforced in another manner.

The preferred metallic foil is about 0.01 to about 0.003 inches thick (about 250×10^{-6} to about 70×10^{-6} m).

Moreover, while aluminum and aluminum alloy foils may be used, foils of titanium and its alloys are preferred. In particular, foils of a beta titanium alloy are most preferred, particularly when the alloy is heat-treated to a yield strain of greater than 1%. This allows full utilization of current fiber properties. Such heat treatment provides the advantage of improving the load limit and ultimate load capability of the laminate. The invention therefore allows the use of the metal alloy foils up to their elastic yield strain, thereby allowing increased operating load as compared to the use of titanium alloy alone.

In order to facilitate bonding of the metallic foil to interfacing organic composite layers, the metallic foil may be subject to surface treatment processes. In particular, it is preferred that preferred titanium alloy foil be subjected to a process that causes a porous adhesion-promoting layer to form on the surface since such a surface bonds more tenaciously to certain of the high temperature organic resins, discussed below. Useful surface treatment processes are described, for example, in U.S. Pat. Nos. 3,959,091; 4,473,446; and 3,989,876, which are incorporated by reference.

In a preferred pretreatment method, titanium foils are first immersed for about 5 minutes in a solution having a concentration of 4 lb of TURCO 5578 (supplied by Atochem, Inc. of Westminster, Calif) per gallon of water that is maintained at about 190° F. Thereafter, the foils are removed and rinsed with warm water, followed by a cold water rinse. After rinsing thoroughly, the foils then undergo a nitric hydrofluoric acid etch. This etching is carried out in a solution containing 22 vol.% nitric acid and 3 vol.% hydrofluoric acid, maintained at 120° F. After etching for about 4 to about 6 minutes, the foils are removed and rinsed in cold water for about 5 minutes. Then the foils are subjected to a chromic acid anodization process. In this process, the foils are anodized in chromic acid at about 4±1 volts for about 20 minutes. The chromic acid solution contains from about 6 to about 7.5 oz. of chromic acid per gallon of water, and a quantity of hydrofluoric acid sufficient to maintain a current density of 2 amps/ft² at a potential difference of from about 9 to about 10 volts. After anodization, the foils are rinsed in cold water, preferably within about 2 minutes after anodization, for from about 10 to about 15 minutes. Thereafter, the rinsed foils are dried in an oven at a maximum of 160° F. The pretreated foils are then used to form the metallic foil layers of the layups of the hybrid laminates of the invention.

According to the invention, optional adhesives and silane bonding agents may be used to facilitate and enhance metal to composite bonding, and also core to metal, and core to composite bonding.

Each layer of organic composite in the hybrid laminate of the invention is made up of at least one ply. Each layer of plies is preferably about 0.005 to about 0.03 inches thick (125×10^{-6} to 760×10^{-6} m). Each ply includes an organic polymeric resin, either thermosetting or thermoplastic, within which is embedded parallel reinforcing fibers. While the fibers within each ply of organic composite are parallel, these fibers may be at right angles, or indeed any other angle, to the fibers in another ply of organic composite in the hybrid laminate. As will be explained later, orientation of the fibers is selected based upon the expected forces to which the aircraft outer shell component will be subjected.

In order to withstand the high temperatures to which the outer shell of an aircraft is exposed during supersonic flight, the resin must be "resistant to high temperatures". In other words, the resin should not unduly soften, or cause delami-

nation with resultant substantial and unacceptable reduction in physical and mechanical properties, when repeatedly exposed to the temperatures encountered during supersonic flight, for example temperatures of at least about 350° F. (about 175° C.) at about mach 2.4 depending on flight speed. Exemplary of those resins that meet these requirements are polyaryletherketone; polyetheretherketone; polyimides; polyarylethersulfone; oxydiphthalic, dianhydride 3,4' oxydianiline and functional derivatives of the latter, for instance, a derivative with 10% P-phenylenediamide and phthalic anhydride end-cap monomers; or with 4-(3-aminophenoxy)-4-phenylethynyl benzophenone end-cap monomers. The preferred polymers are polyimide resins sold as PIXA by Mitsui Toatsu of Tokyo, Japan, and phenylethynyl-containing polyimides sold as PETI-5 by Fibenite, Inc. of Greenville, Tex. Clearly, other resins meeting the condition of maintaining requisite strength at temperatures encountered during supersonic flight are also useful.

In a preferred embodiment, the elongate parallel fibers used as a reinforcement in the organic polymeric matrix layers are selected from the carbon and boron fibers. In certain embodiments, as will be explained below, it is preferred to use a mixture of carbon and boron fibers as reinforcement in a single ply. The preferred carbon fibers are those sold as carbon of "intermediate or high strength" with moduli of 35-50 Msi and tensile elongation failure of 1.5% or greater. Typically these fibers are produced from the PAN (polyacrylonitrile) precursor family of fibers. The preferred boron fibers are the smallest boron fibers (at least about 4-7 mil) with highest tensile elongation. The preferred boron/carbon fiber mixture prepreps are sold under the trade name HYBOR (by Textron Specialty Materials of Lowell, Mass.). This fiber combination permits a higher fiber volume percentage in the plies and utilizes the high compressive properties of boron with the high tensile properties of carbon. Each type of fiber is best suited for particular applications, as discussed below.

Each of the principal components of the structure constructed in accordance with the present invention, i.e., the titanium alloy foil, the polymer composite material, and the core structure, are generally preconstructed and arranged for use in conjunction with the present invention. The composite material generally comprises a high temperature polymeric resin containing oriented, continuous carbon, or other, strengthening fibers. The composite material is usually supplied in the form of an elongate ribbon or tape wound upon a spool. The material is then unwound from the spool and applied to the receiving surface. Similarly, the core, if any, is premanufactured and supplied for use in conjunction with the present invention.

The hybrid laminates may be made by any of a number of methods. However, in the case of thermoplastic composites, it is preferred that the laminates be prepared by successively laying down long continuous strips of thermoplastic resin pre-impregnated fibrous tapes ("prepregs"), by means of a thermoplastic application head, directly onto the treated outer surface of a foil. By laying down strips of tape side-by-side while consolidating these through the application of heat and pressure, a continuous ply of composite with parallel-oriented fibers is produced. Thereafter, another ply or plies of composite may be laid down on top of the first ply, depending upon the properties needed of the laminate. The foil is rolled out over the consolidated composite layer and is bonded, for example heat-fused, onto the composite. Thereafter, a next layer of organic composite is formed on top of the metallic foil by laying down a ply or plies, as

described above. Finally, after laying down the predetermined number of layers of metallic foil and organic polymeric matrix, an outer layer of metallic foil is applied. This is an important aspect of the invention since the outer layers of foil protect the underlying organic composite of the hybrid laminates from the environment and attack by fluids.

Alternative methods of fabrication, some discussed in more detail below, are also useful. For example, all layers of the hybrid laminate may be stacked in an autoclave or press, without prefusion of layers, and may then be fused under applied heat and pressure into a unitary laminate.

The hybrid laminates of the invention are better understood with reference to FIG. 1, a schematic diagram showing an exemplary embodiment of the laminates. Clearly, other layered arrangements are also contemplated, and some are shown below. The layup HL has alternating layers of titanium alloy foil 10 with at least one ply of composite interspersed between each successive foil layer. A 90° cross-ply of organic composite 14 is interspersed between the first two titanium foil layers. A 0° ply 12 is interspersed between the second and third titanium foil layers 10. Finally, another cross-ply is interspersed between the third and fourth titanium foil layers. In this particular layup, two-thirds of the fibers are arranged in a 90° cross-ply direction, while one-third of the fibers are arranged in a zero degree direction. In certain preferred embodiments, discussed below, substantially all fibers are arranged in a zero degree direction and in other preferred embodiments, also discussed below, some fibers are arranged at a 90° cross-ply direction and at +45° or -45° directions. In accordance with the invention, it is preferred that the fibers of a substantial majority of (more than about two-thirds), or all of, the plies of the laminate are oriented in a common direction. The foils 10 are butt-joined together with minimal spacing between co-extensive foils. Moreover, the butt joints are offset, as illustrated schematically, so that laminate strength is not compromised.

Preferably, the hybrid laminates of the invention are symmetrical with a central layer that is a lightweight core structure 40, such as titanium alloy honeycomb material, as shown in FIG. 1A. Thus, the core layer 40 is surrounded, or covered, on both sides by identical metallic foil-polymer composite layups HL forming outer coverings.

While the description that follows sometimes illustrates only the metallic foil-polymer composite layups HL, it should be understood that the hybrid laminate structures each include a central core structure layer covered on both sides by adhered identical metallic foil-polymer composite layups to form a symmetrical hybrid structure of the invention.

FIG. 2 is a simplified schematic, partially exploded view, showing a hybrid laminate fuselage and exterior panels of a supersonic aircraft. In this exemplified representation, four substantially cylindrical fuselage sections are adapted to connect to each other end-to-end to form a substantially cylindrical fuselage. In other designs more sections may be required. These sections include a frontal end 20 of the fuselage that has a substantially cylindrical shape with a tapering front-end designed to receive a nose cone; a second cylindrical fuselage section 22 with diameter the same as the diameter of the rear of fuselage front-end 20; a third fuselage section 24 of substantially cylindrical shape and of the same diameter as the second fuselage section; and a rear-end fuselage section 26 of slightly tapering cylindrical shape with a widest diameter substantially the same as the diameter of the third fuselage section. The wings of the embodiment shown in FIG. 2 are of the delta-type, including a pair

of horizontally-extending, triangular-shaped strakes 28 extending outboard from either side of the cylindrical fuselage portions 22 and 24. A pair of substantially rectangular wing boxes 30 about the rear ends of the strakes 28 and extend outboard from attachment to fuselage section 24 to the vicinity of the outer extremities of the strakes. An outboard wing 32 of substantially triangular shape extends from the outboard end of each of the wing boxes 30. Thus, the strake and wing on each side of the aircraft form a coplanar upper surface that extends from the upper surface of the strake 28 to the upper surface of its adjoining wing box 30 and thence to the upper surface of the outboard wing 32. A coplanar lower surface is similarly formed. The trapezoidal vertical stabilizer 34 and trapezoidal horizontal stabilizers 36 are also, in accordance with the invention, fabricated of hybrid laminates.

FIG. 3A is a simplified diagram of a pair of strakes 28 with an adjoining wing box 30 with outboard wings 32. During flight the loads on these structures will be different, and will vary with speed and other factors. In accordance with the invention, an embodiment of the preferred metallic foil-polymer composite layup for the strakes is shown in simplified FIG. 3B. Thus, in the embodiment shown, the metallic foil 10 is oriented with its longest side parallel to the rear edge 29 of the strake 28, although orientation at 90° to the rear edge is also useful. Directly beneath the foil is a 90° cross-ply 14 with plies oriented at 90° to the longitudinal sides of the foil. Below this ply 14 is a second ply 16, with fibers oriented at zero degrees. Beneath ply 16 is a second cross-ply 14 followed by a foil layer 10. In accordance with the invention, the use of a composite that includes 90° cross-ply and 0° composite plies is preferred for the strakes of a supersonic delta-winged aircraft. The described layups are bonded to each side of a central core layer to form a symmetrical hybrid laminate structure.

On the other hand, the wing box is subjected to very different forces than the strake. Referring to FIG. 3C, each of two wing box layups are bonded to a central core structure and are identical so that the hybrid laminate formed is symmetrical. The layup shown in the embodiment of FIG. 3C has the following layers in succession: a first outer metallic foil layer 10; four successive span-wise oriented plies 16; a second foil layer 10; a second series of four span-wise oriented plies 16; a third foil layer 10; a third composite layer of four span-wise oriented plies 16; and an outer foil layer 10. This outer foil layer 10 is bonded to one side of the core structure, and an identical layup is bonded to the other side of the core structure layer to form the symmetrical hybrid laminate of the wing box.

In an alternative embodiment of a wing box layup, the plies 16 are not all span-wise oriented, but the inner two of the four plies are oriented at an angle relative to the span-wise plies, for example at +45° and -45°, respectively. Thus, in each of the three layers of four plies, the first ply is span-wise, the second is oriented at +45°, the third is oriented at -45° and the fourth ply is span-wise. As a result, balanced composite layers are formed.

The fuselage of a supersonic aircraft is subjected to different forces at different locations along its length. As a result, in accordance with the invention, ply orientation and ply "building ups" (or "paddups") and "dropoffs" in the hybrid laminate structure are determined based upon the axial and circumferential loads caused by aircraft pressurization that the hybrid laminate will experience at a particular location on the fuselage. This is illustrated schematically in FIG. 4A, showing the full fuselage, exemplified in four sections, and six metallic foil-composite ply layups

HL₁-HL₂ that may be found at different locations on the fuselage sections, depending upon load. The nose section 20 and first section 22 experience similar loads, and in accordance with the invention, have the same layup HL₁. In each case, the outer surface of the layup, and hence the hybrid laminate, is a metal, preferably titanium alloy, foil layer 10. The next layer, tenaciously bonded to the inboard surface of the metallic layer 10 is a cylindrical composite ply 13 with fibers extending continuously helically around the circumference of the cylindrical-shaped fuselage ("a hoop ply"). Inboard of, and tightly adherent to the hoop fiber ply, is a ply 15 with fibers oriented longitudinally along the length of the fuselage sections. This longitudinal fiber ply 15 forms the central layer of the symmetrical layup. Thus, inboard of the longitudinal fiber ply layer is a second hoop fiber ply 13 followed by a second titanium foil layer 10. The second titanium foil layer is bonded to one side of a core structure (not shown) and the same layup is repeated on the other side of the core to produce a symmetrical hybrid laminate.

Mid-aft section 24 may have four distinct ply orientations. A first layup HL₁ is designed to counteract tension normally encountered in the forward end of the crown of the fuselage, a second layup HL₂ designed to counteract tensile forces in the aft section of the crown, a third layup HL₃ for the sides that are normally under shear, and a fourth layup HL₄ to counteract the compressive forces normally found in the keel of the fuselage. Of course, all four ply layups form a unitary hybrid laminate structure together with a central core structure (not shown), but the number of plies and their orientation vary depending upon the forces the laminate is expected to withstand. Thus, in the forward section of the crown, the layup HL₁ has an outer titanium foil layer 10 that covers the entire exterior surface of the fuselage to protect the underlying composite structure. Tightly bonded to the inboard side of the foil 10 is a first hoop fiber ply 13, and inboard of this hoop ply, three longitudinal fiber plies 15. Inboard of the third longitudinal fiber ply is a second titanium alloy foil layer 10, that forms the center of symmetry of the layup. Thus, inboard of this foil 10 are, in order, three longitudinal fiber plies 15, a hoop fiber ply 13, and a final inboard titanium foil layer 10. The final titanium layer is bonded to one side of a core and the layup is repeated, symmetrically, on the other side of the core. This arrangement of plies and core provides a hybrid laminate structure that counteracts the tensile, shear, hoop and compression forces normally encountered in the front of the crown of the aircraft mid-aft fuselage section. In all sections of the fuselage the hoop plies counteract circumferential loads.

To counteract increased tensile stresses in the aft segment of the crown of fuselage section 24, and also the forward section of fuselage section 26, an additional longitudinal ply is added to the layup as shown in HL₃. Thus, the crown sections include, in order, an outer titanium foil 10, followed by a single hoop ply, four successive longitudinal composite plies, a central titanium foil 10, four successive longitudinal composite plies 15, a hoop composite ply 13, and an inner titanium foil layer 10. As before, the inner titanium foil of this layup is bonded to a central core and the layup is repeated on the other side of the core to produce a symmetrical hybrid laminate.

An aft portion of the crown of fuselage section 26 has a somewhat simplified layup structure HL₄, since tensile forces are not as high in this segment of the aircraft fuselage section. As a result, fewer plies may be used to produce a laminate that has the desired strength properties, but that is lighter than HL₁ or HL₂. Thus, the layup HL₄ aft crown segment of section 26 also has outer and inner titanium foil

layers 10, and sandwiched therebetween, a composite layer that has a center including three longitudinal plies 15, with a hoop fiber ply interspersed between each of the outermost of the longitudinal plies and the outer titanium foil layers 10. A core structure HL₄ is sandwiched between two such layups, by bonding the foil layer to the core, to produce a symmetrical hybrid laminate structure.

Since the sides of the aircraft are subjected to shear, the hybrid laminate structure of the sides of sections 24 and 26 are tailored to counteract shear forces. As shown, in FIG. 4A, the side layup structure of both sections 24 and 26, include, in order, an outer titanium foil layer 10, inboard of which is tightly adherent a hoop composite ply 13, inboard of which is a second titanium foil layer 10, inboard of which is a central longitudinal composite fiber ply 15. The layup is symmetrical, so that the pattern is repeated on the other side of the longitudinal fiber ply 15. Thus, the other plies are, in order from the central longitudinal fiber ply, a third titanium foil 10, followed by a hoop ply 13, and a titanium foil layer 10. One such layup is bonded to each side of a central core structure to produce a symmetrical hybrid laminate structure.

The keels of both sections 24 and 26 are preferably composed of a layup HL₅ that includes a central titanium foil layer 10 surrounded on either side by four longitudinal composite plies 15, preferably plies containing parallel-oriented boron fibers to counteract increased compressive stresses in the keel. The quadruple-layer of boron plies are each covered with at least a single composite hoop fiber ply 13. Thereafter, as is preferred in accordance with the invention, the composite hoop carbon fiber plies are covered with titanium foil 10. This foil is bonded to one side of a central core structure and the layup is repeated on the other side of the core to produce a symmetrical hybrid laminate.

A hybrid laminate fuselage section including a core structure, such as metallic honeycomb, for example titanium alloy honeycomb, is shown in FIG. 4B, depicting an exploded, schematic view of a partial cross section of a segment of a preferred hybrid laminate fuselage. It is preferred that the laminate structure be configured to optimally counteract the mechanical forces to which it would be subjected. In the embodiment shown, the fuselage section has an outer covering made up of longitudinally-extending titanium foils 10, each of the foils abutting against each other to provide a seal, thereby covering and protecting the underlying composite structure. Inboard of the titanium foil is a first hoop fiber composite ply 13, followed by a second layer of longitudinally-arranged titanium foils 10, followed by a second composite hoop fiber ply 13 and a third layer of longitudinal titanium foils 10. In the embodiment shown, the titanium foils are directly adhered, using a resinous adhesive and optionally a silane bonding agent, to a honeycomb core 40. A fourth longitudinal titanium foil 10 is likewise adhered onto the inboard surface of the honeycomb structure. Inboard of the fourth titanium foil 10, is adhered sequentially, a fourth composite hoop ply 13, a fifth longitudinal titanium foil layer 10, a fourth composite hoop ply 13, and a final titanium foil layer 10. Thus, the laminate is symmetrical about the central honeycomb layer 40. Importantly, the laminate structure has at least four hoop plies adding strength to the fuselage, the same holds for the hybrid laminate fuselage section, 68 inches by 120 inches in size, with mass per unit area of 1.3 lb/ft², provided a safe pressure shell that was able to withstand 99,000 fatigue cycles of 14 ksi hooploads, and 12 ksi axial loads at an 0.20 Hz frequency load cycle with an "R" factor of 0.1.

FIG. 4C shows yet another embodiment of an aircraft fuselage layup, shown in schematic exploded cross section, in accordance with the invention. In this embodiment, the tension-critical crown area 42 of the fuselage contains multiple longitudinally-extending carbon plies, the shear-critical side sections 44 contain a single longitudinally-extending carbon ply, and the compression-critical keel section 46 contains multiple unidirectional longitudinally-extending boron-carbon plies. Significantly, however, the embodiment has at least two carbon fiber hoop plies 13 that extend throughout each layup of the hybrid laminate, making up a total of four such plies. These plies add strength to the fuselage to counteract forces encountered in use. Considering the layers of the layup, successively from the outside inward, the first layer of the fuselage is an outer layer of titanium foil 10. This is followed by a first carbon composite hoop ply 13 that extends the entire circumference of the fuselage. In the crown section 42, this is followed by a first layer 17 of multiple longitudinally-extending plies of carbon fibers, a second longitudinally-extending titanium foil 10, and a second longitudinally-extending layer 17 of multiple carbon plies. On the sides 44, the first carbon hoop ply 13 is followed by a second longitudinally-extending titanium foil 10, a longitudinally-extending carbon ply 15, and a third longitudinally-oriented titanium foil 10. In the keel 46, the first carbon hoop ply 13 is followed by a first layer 19 of multiple longitudinally-extending plies containing boron-carbon fibers, a second longitudinally-extending titanium foil 10, another longitudinally-extending layer 19 of multiple boron-carbon plies, a third longitudinally-extending titanium foil 10, and a third longitudinally-extending boron-carbon layer 19 of multiple plies. Each of the above-described layers is then followed by a second carbon hoop ply 13 that extends circumferentially around the entire circumference of the fuselage. The inboard face of this second carbon hoop ply 13 is covered by another layer including longitudinally-extending titanium foils 10. The latter titanium foil layer is then bonded to one side of a core structure and the above-described layup is repeated on the other side of the core to produce a symmetrical hybrid laminate structure.

FIG. 4D further illustrates how foils are arranged on outer surfaces sequentially, in order to produce the foil-covered cylindrical-shaped fuselage sections of the invention, as shown in FIG. 4C. In the embodiment shown, the foil 10 is applied in alternating longitudinally-extending plies or "gore panels" that abut edge-to-edge to eliminate gaps. The foil may also be applied circumferentially in a hoop fashion, if required.

There are several methods for preparing the skin panels described and illustrated. As a preliminary matter, the titanium foil is usually supplied in the form of large rolls of foil and is then slit into gore panels of predetermined length by a conventional cutting machine. In the context of a fuselage section, a gore panel is a longitudinal panel that extends from one end to the other of the fuselage section. Because the fuselage section may have a varying or changing circumference, the gore panel must be cut with varying width so that successive gore panels can be applied in an edge-to-edge relationship, preferably without overlapping. The gore panels are anodized by a conventional anodizing process, or the process described above, which forms an exterior coat on each of the gore panels that is more suitable for bonding to composite materials, such as preimpregnated carbon tape. In accordance with the present invention, the gore panels are reeled onto a spool or cassette. These cassettes are delivered to a storage location near the pro-

duction facility and stored until they are to be utilized in the lamination process. A layup mandrel, having an outer circumference conforming to the inner circumference of the fuselage, may be used to form the hybrid laminate or it may be laid up manually. Our concurrently-filed application, Ser. No. 08/585,306, filed Jan. 11, 1996, now U.S. Pat. No. 5,651,850, issued Jul. 29, 1997, hereby fully incorporated by reference, shows more details about the mandrel. The hybrid composite structure is applied to the mandrel by the lamination procedures described below. Thereafter, the hybrid laminate is removed from the mandrel, trimmed, window openings are cut in the structure, and other fastening devices and components are added to form a finished structure.

When the fuselage section is prepared on a mandrel, the mandrel is preferably rotatably-mounted, cylindrical-shaped with its longitudinal axis oriented in a vertical direction. A plurality of titanium gore panels are applied in a longitudinal direction to the exterior surface of the mandrel with a suitable releasable adhesive to form a first layer of titanium foil. Each gore panel is positioned on the layup mandrel with the longitudinal axis of the gore panel substantially parallel to the longitudinal axis of the layup mandrel. In some foil layers the gore panels may be in the form of hoops extending around the circumference of the mandrel, as discussed above. The gore panels are successively applied around the circumference of the layup mandrel in an edge-to-edge relationship (butt jointed) to form a smooth, continuous titanium foil layer covering the layup mandrel. Carbon prepreg tape (or another prepreg, as required) is then wound about the rotating mandrel in a direction transverse to, and preferably helically oriented relative to, the mandrel until a first hoop ply of composite material has been formed over the foil layer. Clearly, other ply orientations may also be applied, as required. A second layer of titanium foil may then be applied to the composite layer, followed by another ply or plies of composite material, followed by a final layer of titanium foil. In the event that the hybrid laminate includes a core structure, the core is produced in appropriately curved and sized panel-sections which are applied with adhesives to fit over the cylindrical-shaped laminate sections already laid down on the mandrel. The core is thus bonded to the underlying laminate structure. Thereafter, further layers of composite material and titanium foil are formed over the core, as explained above.

For use with layup mandrels having other geometries, the gore panels preferably have other shapes. For example, with a conically-shaped mandrel, the gore panels would preferably have a trapezoidal shape, i.e., one end of the gore panels would be wider than the other end. Thus, when the gore panels are laid upon a conical mandrel in edge-to-edge relationship, the wider ends would be proximate to the base of the cone shape. Conveniently, but not necessarily, each gore panel would therefore cover an approximately equal area of the mandrel for forming a smooth titanium foil layer. Accordingly, slitting the foil into gore panels includes precalculating the shape of the gore panels so that each gore panel covers an approximately equal area of the mandrel. Hence, when the gore panels are placed in edge-to-edge relationship on the mandrel, the gore panels form a smooth titanium foil layer.

As an alternative, the hybrid laminates may also be laid up manually or by machine. Under these conditions, to prepare a flat or curved laminate, such as a fuselage, the layers of foil and prepreg are manually stacked one atop the other with a central core structure, or other reinforcement. Thereafter, the stacked structure, with layers not adhering to each other, are enclosed in a vacuum bag and a vacuum is drawn causing

atmospheric pressure to compress the layers against each other. This holds the layers in place so that they may be transported to an autoclave, press, or oven for curing of the resin. Upon appropriate heating of the resin, the stacked layers and core are adhered to each other and consolidated into the hybrid laminate of the invention.

FIG. 5 illustrates in schematic cross section, and in simplified form, a typical skin padup according to the invention, used at joints, to strengthen the hybrid laminate for receiving fasteners. Unlike prior art joint layups, the layup in accordance with the invention does not effect the basic skin layup, as described above. In the embodiment shown, the layup, usually repeated on either side of a central core of the hybrid laminate, includes outer titanium foils 10, between which are disposed three layers of composite, separated by two intermediate titanium foil layers 10. Each of the composite layers is made up of three plies. In order to strengthen the hybrid laminate at joints, additional titanium foils are interleaved between each of the composite plies. Thus, as shown, the structure of the layup surrounding the joint is made up of alternating plies of composite and layers of titanium foil. This provides a high strength structure for receiving fasteners to transfer loads between joined components of the aircraft.

When the layups are drilled through for joining together, the open-hole compressive strength of the layups is at least about 50 ksi. In certain embodiments of the layups, the strength can range up to at least about 80 ksi, and in others at least about 200 ksi. Also, the open-hole tensile strength is greater than about 55% of the unnotched ultimate tensile strength of the layup.

The layups of the hybrid laminates of the invention have high open-hole tensile and compressive strength, thereby facilitating mechanical joining together of hybrid laminates, while minimizing the potential for crack growth emanating from the throughbores in the laminates where forces are concentrated. When the composite volume fraction of the layup is less than 50%, then the open-hole tensile strength of the layup is in the range from about 150 to about 220 ksi. However, when the composite volume fraction of the layup is in the range from about 50 to about 80%, then the open-hole tensile strength increases to within the range from about 200 to about 350 ksi.

The open-hole compressive strength of the layup is dependent upon the type of reinforcing fiber used in the composites. Thus, for instance, layups of the invention with carbon fiber reinforcement have open-hole compressive strengths in the range from about 80 to about 125 ksi. However, when boron, HYBOR, or silicon carbide fibers are used, then the open-hole compressive strength of the layup increases to greater than 180 ksi.

The hybrid laminates of the invention have enhanced ultimate tensile strength and ultimate compressive strength. Indeed, when the layups of the invention are loaded in the primary fiber orientation direction, the ultimate tensile strength of the layups exceeds 2×10^6 psi/lb/in², and the ultimate compressive strength exceeds 1.5×10^6 psi/lb/in². Consequently, hybrid laminate structures of the invention are eminently suitable for use in the structure of a supersonic civilian transport aircraft.

While the above description has focused on the use of the hybrid laminates of the invention in aircraft, specifically supersonic aircraft, it is clear that the laminates are useful in a variety of other applications that require a lightweight, high strength-to-weight ratio material that may have some of the other enhanced properties discussed above.

While the preferred embodiments of the invention have been illustrated and described, one of ordinary skill in the art may appreciate that various changes can be made therein without departing from the spirit and scope of the invention and that these changes are also encompassed in the following claims.

We claim:

1. A composite aircraft fuselage section comprising a symmetrical hybrid laminate layup, the layup comprising laminated together:

(a) a first layer of metal foil comprising an outer surface of the fuselage section;

(b) a second layer of metal foil comprising another layer of the laminate layup; and

(c) at least one hoop ply interposed between the first and second layers, and bonded to at least one of the first and second layers, the at least one hoop ply comprising commonly aligned fibers embedded in a polymeric matrix, wherein the at least one hoop ply has fibers extending helically around the circumference of the aircraft fuselage section.

2. The fuselage section of claim 1, wherein the at least one hoop ply comprises two hoop plies, a first of the two hoop plies bonded to an inboard surface of the first layer of foil, and a second of the two hoop plies bonded to an outboard surface of the second layer of foil, wherein inboard is the direction towards a longitudinal central axis of the aircraft fuselage section, and outboard is the direction away from a longitudinal axis of the aircraft fuselage section.

3. The fuselage section of claim 2, further comprising at least one composite layer having longitudinal oriented fibers, the at least one composite layer interposed between the first and second hoop plies.

4. The fuselage section of claim 3, wherein the at least one composite layer comprises three plies.

5. The fuselage section of claim 2, further comprising a central layer of metal foil interposed between the first and second metal foil layers.

6. The fuselage section of claim 5, further comprising at least three longitudinal plies, defined as plies having longitudinal oriented fibers, interposed between the central layer of metal foil and each of the two hoop plies.

7. The fuselage section of claim 2, further comprising a third layer of metal foil bonded to an inboard surface of the first hoop ply; a fourth layer of metal foil bonded to an outboard surface of the second hoop ply; and a layer of longitudinal plies interposed between, and bonded to, both the third and fourth metal foil layers, wherein longitudinal plies are defined as plies having longitudinal oriented fibers.

8. The fuselage section of claim 2, including: (a) a crown portion comprising a central layer of metal foil interposed between the first and second metal foil layers and two longitudinal plies, one longitudinal ply interposed between the central layer of metal foil and each of the two hoop plies, and (b) a side portion comprising a third layer of metal foil bonded to the inboard surface of the first hoop ply; a fourth layer of metal foil bonded to the outboard surface of the second hoop ply; and a longitudinal ply interposed between, and bonded to, both the third and fourth metal foil layers, wherein the longitudinal plies are defined as plies having longitudinal oriented fibers.

9. The fuselage section of claim 6, wherein the at least three longitudinal plies interposed between the central layer of metal foil and each of the two hoop plies comprise boron fibers.

10. The fuselage section of claim 2, including: (a) a crown portion comprising a central layer of metal foil interposed

between the first and second metal foil layers and two longitudinal plies, defined as plies having longitudinal oriented fibers, one longitudinal ply interposed between the central layer of metal foil and each of the two hoop plies, and (b) a keel portion comprising two central layers of metal foil interposed between the first and second foil layers and three longitudinal plies, defined as plies having longitudinal fibers, the first longitudinal ply interposed between the two central layers of metal foil, the second longitudinal ply interposed between the one of said two central layers of metal foil closest to said first hoop ply and the first hoop ply and the third longitudinal ply interposed between the other of said two central layers of metal foil and the second hoop ply, each of the longitudinal plies including boron fibers.

11. The fuselage section of claim 1, wherein the at least one ply is from about 0.005 to about 0.03 inches thick.

12. The fuselage section of claim 1, wherein the first and second layers of metal foil comprise a titanium alloy.

13. The fuselage section of claim 1, wherein the first and second layers of metal foil comprise a heat treated beta titanium alloy.

14. The fuselage section of claim 1, wherein the first and second layers of metal foil are each of thickness in the range from about 0.003 to about 0.01 inches.

15. The fuselage section of claim 1, wherein the first and second layers of metal foil comprise butt-joined foils.

16. The fuselage section of claim 1, wherein the matrix is resistant to repeated exposure to temperatures of at least about 350° F.

17. A composite aircraft fuselage section comprising a central honeycomb core layer, and a hybrid layup bonded to each side of the central honeycomb core layer to form a hybrid laminate layup that is symmetrical about the central honeycomb core layer, each of the hybrid layups comprising laminated together:

- (a) first layer of metal foil comprising an outer surface of the fuselage section;
- (b) a second layer of metal foil comprising another layer of the laminate layup; and
- (c) at least one hoop ply interposed between the first and second layers, and bonded to at least one of the first and second layers the at least one hoop ply comprising commonly aligned fibers embedded in a polymeric matrix, wherein the at least one hoop ply has fibers extending helically around the circumference of the aircraft fuselage section.

18. A composite aircraft fuselage section, the fuselage section comprising a symmetrical hybrid laminate, the laminate comprising:

- (a) a pair of layups, each of the layups comprising:
 - (i) a heat treated beta titanium alloy foil layer comprising butt-joined foils each of thickness in the range from about 0.003 to about 0.01 inches; and
 - (ii) a layer of polymeric composite bonded to a side of the foil layer, the polymeric layer comprising at least one ply comprising a polymeric matrix, the matrix being resistant to repeated exposure to temperatures of at least about 350° F, and the composite having commonly aligned fibers embedded in the matrix; and
- (b) a central honeycomb core layer, each of the pair of layups bonded to one side of the core layer to form the symmetrical hybrid laminate.

19. The fuselage section of claim 18, wherein the polymer is selected from the group consisting of polyaryletherketone, polyetheretherketone, polyimides, polyarylethersulfone,

oxydiphthalic dianhydride 3, 4' oxydianiline, and functional derivatives thereof.

20. The fuselage section of claim 18, wherein the at least one ply is from about 0.005 to about 0.03 inches thick.

21. The fuselage section of claim 18, wherein the foil layer is heat-treated to a yield strain of greater than 1%.

22. The fuselage section of claim 18, wherein the foil layer is pretreated to produce a surface for more tenacious bonding to the polymeric matrix.

23. The fuselage section of claim 18, wherein the fibers are selected from the group consisting of carbon and boron fibers.

24. The fuselage section of claim 18, wherein the fibers are continuous fibers.

25. The fuselage section of claim 18, wherein the open-hole tensile strength of the laminate is greater than about 55% of the unnotched ultimate strength of the laminate.

26. The fuselage section of claim 18, wherein the open-hole compression strength of the laminate is at least about 50 ksi.

27. The fuselage section of claim 18, wherein crack-growth rate, after crack initiation in the hybrid laminate, is less than about 0.2% of the crack-growth rate of the titanium alloy in monolithic form.

28. The fuselage section of claim 18, wherein a majority of the fibers of the hybrid laminate are aligned in a common direction.

29. The fuselage section of claim 18, further comprising another layer of polymeric composite, the another layer comprising commonly aligned reinforcing fibers, the fibers aligned at 90° relative to fibers of the layer of the polymeric composite of (a)(ii).

30. The fuselage section of claim 29, further comprising another titanium alloy foil layer, the another foil layer bonded to a side of the another layer of the polymeric composite.

31. The fuselage section of claim 18, further comprising additional layers of polymeric composite, the additional layers comprising commonly aligned reinforcing fibers, the fibers of at least one of the addition layers aligned at 90° relative to fibers of the layer of the polymeric composite of (a)(ii).

32. The fuselage section of claim 31, further comprising at least one addition titanium alloy foil layer, the at least one addition titanium alloy foil layer bonded to a side of at least one of the additional layers of the polymeric composite.

33. The fuselage section of claim 18, wherein the at least one ply of each composite layer comprises four plies.

34. The fuselage section of claim 18, wherein each of the layups further comprises a plurality of composite layers and titanium alloy foil layers, wherein a titanium foil layer is interposed between each pair of adjacent composite layers.

35. The fuselage section of claim 18, wherein each of the pair of layups comprises a first and second layer of metal foil, the layers of metal foil separated by an intervening layer of polymeric composite bonded to sides of each of the layers of foil, and wherein each of the layers of foil comprise butt joined gore panels such that butt joints of the first layer are offset from butt joints of the second layer.

36. The fuselage section of claim 35, wherein the first layer of metal foil of each of the layups is an outer later of the hybrid laminate.

37. A composite aircraft fuselage section, the fuselage section comprising a symmetrical hybrid laminate, the laminate comprising:

- (a) a honeycomb core having two sides; and
- (b) a pair of layups, one of the pair bonded to each side of the core, each of the layups comprising laminated layers of:

- (i) heat treated beta titanium alloy gore panels having a thickness in the range from about 0.003 to about 0.01 inches, the panels butt-joined to form a continuous foil layer; and
- (ii) an organic polymeric composite layer between adjacent foil layers, the composite layer comprising at least one ply, the at least one ply comprising a polymeric matrix resistant to repeated exposure to high temperatures encountered in supersonic flight, the polymeric matrix having commonly aligned reinforcing fibers embedded therein.
38. The aircraft fuselage section of claim 37, wherein each of the layups further comprises an outer layer of titanium alloy foil, the outer layer bonded to an adjacent composite ply.
39. The aircraft fuselage section of claim 37, wherein the high temperature resistant matrix is selected from the group consisting of polyaryletherketone, polyetheretherketone, polyimides, polyarylethersulfone, oxydiphthalic dianhydride 3, 4' oxydianiline, and functional derivatives thereof.
40. The aircraft fuselage section of claim 37, wherein the foil layers have a thickness of from about 0.003 to about 0.01 inches.
41. The aircraft fuselage section of claim 37, wherein the open-hole tensile strength of each of the layups is greater than about 55% of the unnotched ultimate strength of the layup.

42. The aircraft fuselage section of claim 37, wherein the open-hole compressive strength of each of the layups is at least about 50 ksi.
43. The aircraft fuselage section of claim 37, wherein the crack-growth rate, after crack initiation in the aircraft skin panel, is less than about 0.2% of the crack-growth rate of the titanium alloy in monolithic form.
44. The aircraft fuselage section of claim 37, wherein the reinforcing fibers are selected from the group consisting of graphite and boron fibers.
45. The aircraft fuselage section of claim 37, wherein the ultimate tensile strength exceeds about 2×10^6 psi/lb/in³.
46. The aircraft fuselage section of claim 37, wherein the ultimate compressive strength exceeds about 1.5×10^6 psi/lb/in³.
47. The aircraft fuselage section of claim 37, wherein each layup comprises a first and second layer of metal foil, the layers of metal foil separated by an intervening layer of polymeric composite butt-joined gore panels such that butt joints of the first layer are offset from butt joints of the second layer.
48. The aircraft fuselage section of claim 37, wherein the first layer of metal foil of each of the layups is an outer layer of the hybrid laminate.

* * * * *